

Realisierung und Bewertung von Navigationsmethoden zur fahrzeugautonomen Positionsbestimmung mit low-cost Sensorik

Vom Fachbereich Maschinenbau
an der Technischen Universität Darmstadt
zur
Erlangung des Grades eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigte

D i s s e r t a t i o n

vorgelegt von

Dipl.-Ing. André Lutz
aus Reutlingen

| | |
|------------------------------|-------------------------------|
| Berichterstatter : | Prof. Dr.-Ing. W. Kubbat |
| Mitberichterstatter : | Prof. Dr. rer. nat. H. Winner |
| Tag der Einreichung : | 27. 11. 2007 |
| Tag der mündlichen Prüfung : | 05. 02. 2008 |

Darmstadt 2008

D 17

Vorwort

Die vorliegende Arbeit entstand während meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Fachgebiet für Flugmechanik und Regelungstechnik der Technischen Universität Darmstadt.

Mein besonderer Dank gilt Herrn Prof. Dr.-Ing. W. Kubbat, dem Leiter des Fachgebietes, für die Ermöglichung dieser Arbeit und die umfassende Unterstützung. Die Entwicklungsmöglichkeiten am Institut und die Art und Weise der Leitung des Instituts hat mich sehr beeindruckt und für mein Berufsleben weitestgehend vorbereitet und geprägt.

Für die Übernahme des Korreferates möchte ich Herrn Prof. Dr. rer. nat. H. Winner herzlich danken sowie den Herren Prof. Dr.-Ing. J. Beyer und Prof. Dr.-Ing. U. Klingauf, die mir mit konstruktiven Diskussionen zur Seite standen.

Ganz besonders möchte ich mich an dieser Stelle bei den Herren O. Mittenzwei und F. Schmidt-Brücken bedanken, die mich bei der Ausarbeitung motiviert und unterstützt haben. Unzählige Stunden gemeinsamer Diskussion stellen die Grundlage dieser Arbeit dar.

Bedanken möchte ich mich auch bei allen Kollegen am Fachgebiet, mit denen ich die letzten Jahre zusammenarbeiten durfte, besonders den Herren M. Güttler, M. Lauer, Dr. J. Schiefele und Dr.-Ing. C. Schmalz welche viele wertvolle Hinweise zum Gelingen dieser Arbeit gegeben haben. Dazu kommen weiterhin alle Studien- und Diplomarbeiter, die zu den hier vorgestellten Ergebnissen beigetragen haben.

Für die kollegiale Zusammenarbeit möchte ich den Firmen Fraport AG, Honeywell Airport Systems GmbH, iMAR GmbH und Jeppesen GmbH danken.

Schließlich bedanke ich mich ganz herzlich bei meinen Eltern Annemarie und Rolf Lutz für ihr Vertrauen und ihre ständige Unterstützung, sowie meiner Freundin Manuela Mahr für ihre Geduld und Hilfe.

Darmstadt, im November 2007



Für meine Eltern

Post nubila Phoebus.¹

¹Nach den Wolken (kommt) das Licht.

Übersicht

Die vorliegende Arbeit beschreibt die Realisierung und Bewertung von Navigationsmethoden zur fahrzeugautonomen Positionsbestimmung mit low-cost Sensorik für sicherheitsrelevante Navigationssysteme. Die Untersuchung der Navigationsmethoden ermöglicht die Darstellung des Potentials von moderner Sensorik in der Fahrzeugnavigation.

Zunächst werden die Anforderungen an eine Navigationslösung für den Einsatz in einer sicherheitsrelevanten Anwendung, am Beispiel eines modernen Rollführungskonzeptes auf dem Frankfurter Flughafen, dargestellt. Dabei stehen Genauigkeit, Integrität und Verlässlichkeit der Navigationslösung im Vordergrund. Es werden andere Arbeiten zu diesem Thema untersucht und eine klare Abgrenzung zu Verfahren mit Map-Matching Technologie geschaffen. Nach einer Analyse von bestehenden Fahrzeugnavigationssystemen erfolgt die Beschreibung der einsetzbaren Sensorik.

Zur Realisierung der fahrzeugautonomen Navigationsverfahren werden bereits existierende Verfahren analysiert und nach einer Auswahl der optimalen Sensoren drei verschiedene Ansätze umgesetzt. Diese Ansätze beruhen auf fahrzeugautonomen Koppelnavigationsmethoden mit mikromechanischem Kreisel, Hodometer, bzw. Differentialhodometer.

In dieser Arbeit wird ein Verfahren mit redundanter Berechnung der Drehrate mit Differentialhodometer und mikromechanischem Kreisel entwickelt, das eine verbesserte Fehlererkennung ermöglicht. Die maximalen Positionsfehler konnten um Faktor 3 gegenüber einer Kreisel und Hodometerlösung sowie der Positionsfehler CEP₉₅ von 8m auf 5m reduziert werden. Die Sensordatenfusion erfolgt mit erweitertem Kalman-Filter und Fehlererkennungsalgorithmus. Hierfür erfolgt vorab die Modellbildung und die detaillierte Untersuchung der Messfehler, des systematischen Fehlerverhaltens der Sensoren sowie äußeren Einflüssen um hohen Ansprüchen bezüglich der Genauigkeit gerecht zu werden.

Die neu entwickelten Verfahren werden anhand einer hochgenauen Referenztrajektorie in zahlreichen Messfahrten, die teilweise auf dem Flughafen Frankfurt am Main durchgeführt wurden, analysiert und bewertet. Für die Durchführung der Messfahrten zur Datengewinnung wird ein Navigationsfahrzeug mit ausgesuchter, adäquater Sensorik aufgebaut. In der Auswertung werden die Positions- und Richtungsfehler der realisierten Verfahren mit der Referenztrajektorie verglichen und die erreichte Positionsgenauigkeit über alle Messfahrten dargestellt.

Inhaltsverzeichnis

| | |
|---|-----------|
| Abbildungsverzeichnis | v |
| Tabellenverzeichnis | ix |
| Abkürzungen | xi |
| Bezeichnungen | xiii |
| 1 Einleitung | 1 |
| 1.1 Motivation dieser Arbeit | 2 |
| 1.2 ETNA - als Vorläufer und Prüfstein für zukünftige Verbesserungen | 7 |
| 1.2.1 Informationsbroker | 8 |
| 1.2.2 Flottenleitstand | 8 |
| 1.2.3 Fahrerinformationsdisplay mit einer hochgenauen Datenbank zur graphischen Darstellung des Flughafens | 8 |
| 1.2.4 Navigationssystem | 9 |
| 1.2.5 Kommunikationssystem zwischen einem Leitstand und den Fahrzeugen | 10 |
| 1.2.6 Anbindung an eine GPS-Differentialstation | 10 |
| 1.2.7 Zwischenbilanz | 11 |
| 1.3 Struktur der Arbeit | 11 |
| 2 Analyse bestehender Fahrzeugnavigationssysteme | 13 |
| 2.1 Klassische Einteilung der Navigationsverfahren | 13 |
| 2.1.1 Positionierverfahren | 13 |
| 2.1.2 Koppelnavigationsverfahren | 14 |
| 2.1.3 Integrierte Navigation | 15 |
| 2.2 Problemstellungen in sicherheitskritischen Anwendungen | 16 |
| 2.3 Auswahl fahrzeugautonomer Navigationsverfahren | 18 |
| 2.4 Sensoren und Fahrzeugnavigationssysteme | 21 |
| 2.4.1 Sensoren zur Weglängenbestimmung | 21 |
| 2.4.2 Sensoren zur Richtungsbestimmung | 27 |
| 2.4.3 Systeme zur Positionsbestimmung | 37 |
| 3 Konzeption der Navigationsverfahren | 51 |
| 3.1 Beschreibung ausgewählter fahrzeugautonomer Navigationsverfahren | 51 |
| 3.1.1 Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und Hodometer . | 51 |
| 3.1.2 Verfahren mit Differential-Hodometer (ODOX) | 56 |

| | | |
|----------|--|------------|
| 3.1.3 | Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und ODOX . . . | 67 |
| 3.2 | Sensordatenfusion | 68 |
| 3.2.1 | Filterung | 68 |
| 3.2.2 | Systemmodelle | 77 |
| 3.2.3 | Failure Detection and Isolation (FDI) Verfahren | 83 |
| 3.3 | Sensorfehler und Messfehler | 89 |
| 3.3.1 | Drehratensensor | 89 |
| 3.3.2 | Hodometer | 101 |
| 3.3.3 | Einfluss der Hodometer Auflösung | 102 |
| 3.3.4 | Einfluss des Lenkwinkels | 104 |
| 3.3.5 | Einfluss des Fahrzeug Nick- und Wankwinkels | 105 |
| 3.3.6 | Einfluss der Fahrbahnneigung und -steigung | 106 |
| 4 | Bewertung und Vergleich der Verfahren | 109 |
| 4.1 | Aufbau eines Versuchsfahrzeugs | 109 |
| 4.1.1 | Positionsbestimmung | 109 |
| 4.1.2 | Wegbestimmung | 110 |
| 4.1.3 | Richtungsbestimmung | 110 |
| 4.1.4 | Fahrzeugausbau | 111 |
| 4.2 | Die Referenztrajektorie | 114 |
| 4.3 | Statistische Auswertung der Genauigkeit | 117 |
| 4.3.1 | Einflussfaktoren | 119 |
| 4.4 | Bewertung des Kreisel & Hodometer Verfahrens | 120 |
| 4.4.1 | Kreisel & Hodometer Verfahren - Untersuchung der Leistungsfähigkeit ohne GPS-Stützung | 120 |
| 4.4.2 | Kreisel & Hodometer Verfahren - Untersuchung der Leistungsfähigkeit mit GPS-Stützung | 122 |
| 4.5 | Bewertung des Differential-Hodometer Verfahrens | 128 |
| 4.5.1 | Differential-Hodometer Verfahren - Untersuchung der Leistungsfähigkeit ohne GPS-Stützung | 128 |
| 4.5.2 | Differential-Hodometer Verfahren - Untersuchung der Leistungsfähigkeit mit GPS-Stützung | 129 |
| 4.6 | Bewertung des kombinierten Verfahrens | 132 |
| 4.6.1 | Kombiniertes Verfahren - Untersuchung der Leistungsfähigkeit mit GPS-Stützung | 132 |
| 5 | Zusammenfassung und Ausblick | 137 |

| | |
|--|------------|
| <i>Inhaltsverzeichnis</i> | iii |
| Literaturverzeichnis | 141 |
| Anhang | 147 |
| A Fahrspuren der gesamten Messfahrten | 147 |

Abbildungsverzeichnis

| | | |
|------|---|----|
| 1.1 | Brandverlaufskurve | 4 |
| 1.2 | Datenbankausschnitt und Fahrspur | 6 |
| 1.3 | ETNA Systemübersicht | 10 |
| 1.4 | Struktur der Arbeit | 12 |
| 2.1 | Flugunfall-Statistik nach [Aer07] | 16 |
| 2.2 | Schematisches Modell eines Beschleunigungssensors | 23 |
| 2.3 | Pendelbeschleunigungsmesser nach [Sto97] | 23 |
| 2.4 | Prinzip eines Pendel-Beschleunigungsmessers (nach [Sch97b]) | 24 |
| 2.5 | Funktionsprinzip eines Schwingquarz-Beschleunigungsmessers | 25 |
| 2.6 | Aufbau eines Schwingquarz-Beschleunigungsmessers nach [Sch04b] . | 25 |
| 2.7 | Auswirkung eines Nickwinkelfehlers | 26 |
| 2.8 | Prinzipdarstellung eines einachsigen Wenderatengebers nach [Dep06] | 29 |
| 2.9 | Schematische Darstellung eines DTG (aus [Dep06]) | 30 |
| 2.10 | Querschnitt durch einen DTG (aus [Dep06]) | 31 |
| 2.11 | Schematische Beschreibung des Sagnac-Effektes nach [Här91] | 31 |
| 2.12 | Aufbau eines Ringlaserkreisels nach [TW97] | 33 |
| 2.13 | Funktionsprinzip des Vibrationskreisels | 35 |
| 2.14 | Mikroskopaufnahme eines MEMS-Kreisels nach [BCK ⁺ 93] | 36 |
| 2.15 | Funktionsprinzip eines MEMS-Kreisels nach [BS07] | 36 |
| 2.16 | GPS Umlaufbahnen | 38 |
| 2.17 | Günstige Satellitenkonstellation | 41 |
| 2.18 | Ungünstige Satellitenkonstellation | 41 |
| 2.19 | Prinzipskizze eines Hyperbelnavigationssystems | 45 |
| 2.20 | Hyperbelscharen von zwei Senderpaaren nach [BW99] | 46 |
| 2.21 | Schematische Ansicht Plattform INS nach [Cra01] | 48 |
| 2.22 | Schematische Ansicht Strap-Down INS nach [Cra01] | 48 |
| 3.1 | Zweidimensionales Koppelnavigations-Modell für Landfahrzeuge nach [Win07a] | 52 |
| 3.2 | Koordinatensystem nach [Pfi99] | 55 |
| 3.3 | Positions- und Richtungsbestimmung mittels Differential Hodometrie an der Hinterachse | 57 |
| 3.4 | Positions- und Richtungsbestimmung mittels Differential Hodometrie an der Vorderrachse | 61 |
| 3.5 | Positionsveränderung der Vorderachsmittle P_{VM} des Fahrzeugs auf- grund des Lenkens nach [Ned00] | 65 |

| | | |
|------|---|-----|
| 3.6 | Nachlaufstrecke n_k in der Seitenansicht nach [Ned00] | 65 |
| 3.7 | Schema für den Einsatz von Filtern zum Schätzen der Zustände eines dynamischen Systems | 69 |
| 3.8 | Abhängigkeit der Berechnung des geschätzten Zustandes x_k von der Reihenfolge der Filterschritte | 70 |
| 3.9 | Darstellung der Transformation von Mittelwert und Kovarianz über eine lineare Funktion der Form $y = f(x) = 1,5 \cdot x$ beim Kalman-Filter | 71 |
| 3.10 | Rekursive Funktionsweise des Kalman-Filters | 73 |
| 3.11 | Prinzipielle Arbeitsweise des EKF an einer eindimensionalen nichtlinearen Funktion der Form $y = f(x) = 3 \sin(0,5x) + 0,1 \sin(5x)$. . . | 74 |
| 3.12 | Rekursive Funktionsweise des erweiterten Kalman-Filters | 77 |
| 3.13 | Vergleich der Drehraten | 87 |
| 3.14 | Skalenfaktorfehler Drehrate | 88 |
| 3.15 | Bias Drehrate | 88 |
| 3.16 | Temperatur- und beschleunigungsabhängiger Bias der Drehratensensoren | 91 |
| 3.17 | Temperaturabhängige Biase der Drehratensensoren | 92 |
| 3.18 | Temperaturkompensierte Biase der Drehratensensoren | 93 |
| 3.19 | Knick im Ursprung der Biaskurve | 94 |
| 3.20 | Abhängigkeit des Bias vom Betrag der Beschleunigung | 95 |
| 3.21 | Temperatur- und beschleunigungskompensierte Biase der Drehratensensoren | 96 |
| 3.22 | Drehtisch | 97 |
| 3.23 | Skalenfaktor Gyro X | 98 |
| 3.24 | Skalenfaktor Gyro Y | 99 |
| 3.25 | Skalenfaktor Gyro Z | 100 |
| 3.26 | Minimal messbare Weglänge in Abhängigkeit von der Hodometerauflösung | 102 |
| 3.27 | Maximaler Geschwindigkeitsfehler pro Messintervall bei 50 km/h . . | 103 |
| 3.28 | Minimal messbare Richtungsänderung | 104 |
| 3.29 | Prozentualer Fehler der Drehrate bei Vernachlässigung des Lenkwinkels | 105 |
| 4.1 | Konzeption eines Navigationsfahrzeuges mittels CAD | 111 |
| 4.2 | Innenansicht des Navigationsfahrzeuges nach dem Umbau | 113 |
| 4.3 | Maximaler Positionsfehler der Messfahrten für das Kreisel & Hodometer Verfahren mit GPS | 123 |
| 4.4 | CEP ₉₅ der einzelnen Messfahrten für das Kreisel & Hodometer Verfahren mit GPS | 123 |

| | | |
|------|--|-----|
| 4.5 | Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung für das Kreisel & Hodometer Verfahren mit GPS | 125 |
| 4.6 | Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung für das Kreisel & Hodometer Verfahren mit GPS | 125 |
| 4.7 | Fahrspuren der Messfahrt A3 | 126 |
| 4.8 | Wahrscheinlichkeitsverteilungen GPS für Messfahrt A3 | 127 |
| 4.9 | Wahrscheinlichkeitsverteilungen GPS & Gyro & Hodometer für Messfahrt A3 | 127 |
| 4.10 | Maximaler Positionsfehler der Messfahrten für das Differential-Hodometer Verfahren mit GPS | 130 |
| 4.11 | CEP ₉₅ der einzelnen Messfahrten für das Differential-Hodometer Verfahren mit GPS | 130 |
| 4.12 | Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung für das Differential-Hodometer Verfahren mit GPS | 131 |
| 4.13 | Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung für das Differential-Hodometer Verfahren mit GPS | 131 |
| 4.14 | Maximaler Positionsfehler der Messfahrten für das kombinierte Verfahren mit GPS | 133 |
| 4.15 | CEP ₉₅ der einzelnen Messfahrten für das kombinierte Verfahren mit GPS | 133 |
| 4.16 | Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung für das kombinierte Verfahren mit GPS | 134 |
| 4.17 | Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung für das kombinierte Verfahren mit GPS | 134 |
| 4.18 | kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung des Positionsfehlers der 3 Verfahren | 135 |

Tabellenverzeichnis

| | | |
|-----|--|-----|
| 1.1 | GPS-Kaltstartzeiten | 5 |
| 2.1 | Integrierte Navigation, Positionierverfahren, Kinematische Navigation | 15 |
| 2.2 | Vorteile der integrierten Navigation nach [Löf02] | 16 |
| 2.3 | Sensorkombinationen | 19 |
| 2.4 | Galileo Dienste | 44 |
| 2.5 | Sensoren in Fahrzeugnavigationssystemen nach [Czo00] (2000) . . . | 50 |
| 3.1 | Achsrichtung Würfelmessung | 90 |
| 3.2 | Temperaturprofil Klimakammer | 90 |
| 3.3 | Restbias Drehratensensoren nach Temperaturkompensation | 94 |
| 4.1 | Sensorfehler des Beschleunigungsmessers QA2000 (aus [Bey93]) . . | 110 |
| 4.2 | Sensorfehler des Ringlaserkreisels GG1320 (aus [Bey93]) | 110 |
| 4.3 | Untersuchungssystematik der verwendeten Verfahren | 118 |
| 4.4 | Übersicht über die Messfahrten | 118 |
| 4.5 | Versuchsergebnisse Kreisel & Hodometer | 120 |
| 4.6 | Versuchsergebnisse Kreisel & Hodometer mit GPS-Stützung | 122 |
| 4.7 | Versuchsergebnisse Differential-Hodometer | 128 |
| 4.8 | Versuchsergebnisse Differential-Hodometer mit GPS-Stützung . . . | 129 |
| 4.9 | Versuchsergebnisse Kreisel & Differential-Hodometer mit GPS-Stützung | 132 |

Abkürzungen

| | |
|---------|---|
| ABS | Anti Blockier System |
| CEP | Circular Error Probability |
| DGPS | Differential Global Positioning System |
| DOP | Dilution Of Precision |
| DME | Distance Measuring Equipment |
| DTG | Dynamically Tuned Gyro |
| EKF | Erweitertes Kalman-Filter |
| ETNA | Electronic Taxiway Navigation Array |
| ESA | European Space Agency |
| ESP | Elektronisches Stabilitätsprogramm |
| FDI | Failure Detection and Isolation |
| FOG | Fiber-Optic-Gyro |
| FSR | Fachgebiet für Flugsysteme und Regelungstechnik |
| Gate | Galileo Test- und Entwicklungsumgebung |
| GDOP | Geometric Dilution Of Precision |
| GLONASS | Globales Navigations-Satelliten-System |
| GLORIA | GNSS & LORAN-C in Road and Rail Applications |
| GNSS | Global Navigation Satellite System |
| GPS | Global Positioning System |
| HDOP | Horizontal Dilution Of Precision |
| INS | Inertiales Navigationssystem |
| ICAO | International Civil Aviation Organization |
| INU | Inertial Navigation Unit |
| KF | Kalman-Filter |
| KS | Koordinatensystem |
| LORAN | Long Range Navigation |
| MEMS | Micro-Electro-Mechanical System |
| MEO | Medium Earth Orbit |
| ODOX | Differential-Hodometer |
| PDOP | Positional Dilution Of Precision |
| PRN | Pseudo-Random-Noise |
| RC | Random Constant |
| RLG | Ring-Laser-Gyro |

| | |
|--------|-----------------------------------|
| RW | Random Walk |
| SAR | Search and Rescue |
| SDA | Strapdown Algorithmus |
| SPRT | Sequential Probability Ratio Test |
| SKF | Skalenfaktor |
| TACAN | Tactical Air Navigation |
| TDOP | Time Dilution Of Precision |
| TU | Technische Universität |
| VDOP | Vertical Dilution Of Precision |
| VHF | Very High Frequency |
| VOR | VHF Omnidirectional Radio Range |
| WGS 84 | World Geodetic System 1984 |
| WLAN | Wireless Local Area Network |

Bezeichnungen

| | |
|---------------------------|--|
| a | Beschleunigung |
| \underline{b} | dimensionsloser Biasvektor |
| c | Lichtgeschwindigkeit |
| $c'_{\alpha V}$ | Seitensteifigkeit vorn mit Lenksteifigkeit |
| $c_{\alpha H}$ | Seitensteifigkeit hinten |
| e_e | Abflachung des Rotationsellipsoides |
| eV^b | Geschwindigkeitsfehler in den Achsen x,y und z des Body-KS |
| d | Spurbreite |
| d_{xx} | Raddurchmesser |
| Δf | Frequenzverschiebung |
| l_a | Achsabstand des Fahrzeugs |
| l_h | Abstand Gesamtschwerpunkt-Hinterachse |
| l_v | Abstand Gesamtschwerpunkt-Vorderachse |
| l | Weglänge |
| l_M | Abstand einer Probemasse |
| m | Masse |
| \underline{m} | Messvektor |
| n_{FOG} | Windungszahl einer Glasfaserschleife |
| q_{ac} | Skalenfaktor Pendel-Beschleunigungsmesser |
| s | Sehne |
| \underline{s} | Skalenfaktorvektor |
| t | Zeit |
| \underline{u}_k | Eingangsvektor |
| \underline{v}_i | Sensorsignalvektor, inertielle Größe |
| \underline{v}_s | Sensorsignalvektor, diskret dimensionslos |
| \underline{v}_k | Messrauschvektor |
| \underline{w}_k | Systemrauschvektor |
| \underline{x}_k | Zustands-Vektor |
| $\hat{\underline{x}}_k$ | a posteriori Zustandsschätzvektor |
| $\hat{\underline{x}}_k^-$ | a priori Zustandsschätzvektor |
| \underline{y}_k | Ausgangsvektor |
| \underline{z}^b | unkorreliertes Messrauschen |

| | |
|------------------------|--|
| A | Resonatorfläche eines RLG |
| \underline{A} | Systemmatrix |
| $B(t)$ | geographische Breite |
| \underline{B} | Eingangsmatrix |
| \underline{C} | Steuermatrix |
| F | Kraft |
| F_c | Coriolis-Kraft |
| \underline{I} | Einheitsmatrix |
| \underline{K}_k | Kalman-Filter-Verstärkungsmatrix |
| $L(t)$ | geographische Länge |
| L_{FOG} | Länge einer Glasfaserschleife |
| M | Drehmoment |
| \underline{M} | Misalignmentmatrix |
| P | Resonatorlänge |
| \underline{P}_k | a posteriori Schätzung der Fehler-Kovarianz-Matrix |
| \underline{P}_k^- | a priori Schätzung der System-Kovarianz-Matrix |
| \underline{P}_{yy}^- | a priori Schätzung der Messungs-Kovarianz-Matrix |
| \underline{P}_{xy}^- | Kreuzkorrelation zwischen den Zuständen und Messwerten |
| \underline{Q}_k | Kovarianzmatrix des Systemrauschens |
| \underline{R}_k | Kovarianzmatrix des Messrauschens |
| R_e | Erdradius |
| R_e^M | Meridian-Krümmungsradius des Rotationsellipsoides |
| R_e^N | Quer-Krümmungsradius des Rotationsellipsoides |
| R_{FOG} | Radius einer Glasfaserschleife |
| U_R | Regelspannung |
| V | Geschwindigkeit |
| | |
| α_{xx} | Skalenfaktorfehler Hodometer |
| $\alpha_{xy,xz}$ | Fehlausrichtung Hodometer Sensor |
| β | Schwimmwinkel |
| δ | Lenkwinkel |
| $\underline{\eta}$ | Vektor, Sensoreigenrauschen |
| λ | Wellenlänge einer Lichtquelle |
| ϕ | Roll- oder Wankwinkel |
| θ | Nickwinkel |

| | |
|--------------------|---|
| ψ | Steuerkurswinkel |
| ω | Drehgeschwindigkeit |
| ω_{in}^n | Rückführdrehrate |
| ω_{ie}^n | Erddrehrate |
| ω_{en}^n | Transportdrehrate |
| σ | Standardabweichung |
| | |
| $\Delta\Phi$ | Winkelquant |
| $\Delta\Phi_{FOG}$ | Phasenunterschied der Lichtstrahlen einer Glasfaserschleife |

Indizes

| | |
|--------|--|
| 0 | Initialisierung |
| | |
| b | körperfestes-Koordinatensystem |
| hl | hinten links |
| hr | hinten rechts |
| n | Navigations-Koordinatensystem |
| t | Track-Koordinatensystem |
| vl | vorne links |
| vr | vorne rechts |
| x, y | Achsen im körperfesten-Koordinatensystem |
| z | Hochachse |
| | |
| N | Nord |
| E | Ost |

1 Einleitung

Navigation ist eine jahrtausende alte Technik, die anfangs in der Seefahrt eingesetzt wurde. Das Wort Navigation stammt ursprünglich vom lateinischen „Navigare“ oder „navis agere“ und bedeutet übersetzt „Führen eines Schiffes“. Heutzutage wird der Begriff Navigation nicht nur in Fahrzeugen zu Wasser, sondern auch zu Lande und in der Luft verwendet. Die Bedeutung beschränkt sich dabei nicht nur auf das Führen eines „Fahrzeugs“, sondern umfasst ebenso die Bestimmung von Position, Richtung und Geschwindigkeit bezüglich eines Koordinatensystems unter Berücksichtigung der Zeit [Bri71]. Die Bestimmung des eigenen Standortes war anfänglich ein wesentlicher Bestandteil der Navigation. Mit der Zeit rückte die Routenplanung, also die Bestimmung von Richtung und Entfernung zu einem Ziel, immer mehr in den Vordergrund.

Die drei Bestandteile der Navigation: Standortbestimmung, Routenberechnung und Einhaltung des optimalen Weges sind heute stark nachgefragt und von globalem Interesse. Das erhöhte Bedürfnis der Menschen nach Mobilität führte zu vielfältigen Anwendungen in praktisch allen Bereichen des Lebens. Flugzeugführer, Schiffsführer, Autofahrer, Radfahrer, selbst Fußgänger greifen auf die Navigation zurück, meist mit dem Ziel, schneller und sicherer ans Ziel zu kommen. In vielen Bereichen, z.B. in der Verkehrstelematik, sind diese Systeme ein nicht zu ersetzendes Hilfsmittel ([Bol03]). Neue Entwicklungen und Techniken bringen immer günstigere Sensoren und Systeme auf den Markt, die Möglichkeiten für neue Einsatzzwecke eröffnen. Das erweiterte Verständnis der Navigation beinhaltet zusätzlich die Informationen der Ausrichtung, bzw. Winkel (Rollwinkel, Nickwinkel und azimutale Ausrichtung) sowie die Drehgeschwindigkeit um drei Achsen und Beschleunigung in drei Achsen.

Diese Entwicklung zeigt sich eindrucksvoll daran, dass die Kraftfahrzeugindustrie seit einigen Jahren Fahrzeugnavigationssysteme für fast alle Neuwagen bereits ab Werk anbietet. Darüber hinaus besteht eine zunehmende Notwendigkeit von Navigationslösungen in sicherheitsrelevanten Anwendungen. Die Anforderungen in sicherheitskritischen Anwendungen an die Navigationslösung sind dabei bezüglich Genauigkeit, Verfügbarkeit, Integrität und Robustheit naturgemäß wesentlich höher.

Das GPS mit außerordentlicher Genauigkeit und weltweiter Verfügbarkeit verleitet dazu Navigationslösungen primär auf dieser Technologie zu basieren. Das GPS (Global Positioning System) bietet sich zwar als Lösung für viele Anwendungen an, erfüllt jedoch nicht alle Anforderungen. Hierbei wird oft übersehen, dass systemimmanente Eigenschaften wie die Überbrückung von GPS-typischen Ausfällen oder des Kaltstart eines GPS-Empfängers sowie die Erkennung von GPS-Fehlern mit vorhandenen Systemen nicht ausreichend möglich ist. Außerdem liefert das GPS nur eine präzise Positionslösung und andere Zustände wie Geschwindigkeiten, Beschleunigungen, Drehraten und Winkelausrichtungen können gar nicht oder nur durch Differenzenbildung der Positionen berechnet werden.

Ist die Anwendung sicherheitskritisch, oder werden obige zusätzliche Informationen benötigt, sind zusätzlich fahrzeugautonome Navigationsverfahren notwendig, um eine hochwertige und zuverlässige Navigationslösung liefern zu können. Derzeit werden für derartige Anwendungen meist sehr kostspielige Systeme verwendet (Inertialnavigationssysteme INS [BW99]) oder kombinierte Lösungen aus GPS und Trägheitsnavigationsverfahren. Diese Systeme sind sehr zuverlässig und vielfach erprobt.

Der hohe Preis dieser Systeme lässt jedoch z.B. einen zivilen Einsatz weder bei kleinen, noch bei großen Fahrzeugflotten zu, die aufgrund ihrer Aufgaben und Anforderungen erheblich von solchen Navigationshilfen profitieren könnten.

Aufgrund des erheblichen Kostenfaktors der derzeit verfügbaren Navigationslösungen für sicherheitskritische Anwendungen besteht ein hoher Bedarf an Forschungs- und Entwicklungsarbeit für effiziente, zuverlässige und vor allem kostengünstige Systeme.

Neue Sensortechnologien und neue Verfahren, wie z.B. die Kombination von neuartigen, preiswerten Sensoren wie MEMS-Drehratenmesser (Micro-Electro-Mechanical System) und Differential-Hodometer, gekoppelt mit einem GPS-Empfänger, welche in dieser Arbeit erforscht werden sollen, könnten ideale Kandidaten sein, um die Lücke zwischen den hochwertigen kombinierten Navigationssystemen und einfachen GPS-Systemen zu schließen.

1.1 Motivation dieser Arbeit

In der Navigation wurden sprunghaften Entwicklungen und Erfolge im Laufe der Zeit erzielt. Die modernsten Vermessungs-Satelliten Navigationsgeräte ermöglichen heutzutage Positionsmessungen mit einer Genauigkeit im Zentimeterbereich. Darüberhinaus stehen heute hochgenaue digitale Vektorkarten zur Verfügung. Dadurch ist es heute möglich, dass einfache GPS-Navigationsgeräte mit Straßenkarten-Datenbanken und visueller Darstellung der aktuellen Position in einem Grossteil der heutigen Personenkraftwagen eingerüstet werden. Diese Fahrzeugnavigationssysteme werden zum einen von fast allen Fahrzeughersteller ab Werk angeboten, zum anderen existieren sehr viele kostengünstige mobile Nachrüstgeräte diverser Elektronikhersteller. Die meisten dieser Systeme verwenden Map-Matching-Techniken zur Verbesserung der Positionslösung. Dabei wird versucht, die vom GPS-Empfänger bestimmte Position mit der Kartendatenbank zu korrelieren und die wahrscheinlichste Position darzustellen (vgl. [Czo00]). Diese Herangehensweise bietet daher nicht die Möglichkeit eine genaue Position, z.B. abseits einer Straße darzustellen, da die Map-Matching-Algorithmen davon ausgehen, dass sich das Fahrzeug immer auf der Straße befindet. Diese Systeme funktionieren relativ zuverlässig, sofern der Empfänger eine freie Sicht zum Himmel hat und die Satellitensignale empfangen kann. In Städten mit Häuserschluchten ist der Empfang oftmals schwierig bzw. nicht

möglich und führt zu fehlerhaften Positionsberechnungen. Die ab Werk eingebauten Systeme verwenden deshalb die Raddrehzahl und den Lenkwinkel zur weiteren Stützung des Navigationsalgorithmus um derartige Fehler zu minimieren [Czo00]. Jedoch ist es dem Nutzer dieser Systeme größtenteils nicht möglich, Positionsfehler des Satellitennavigationssystems zu erkennen.

Algorithmusbedingt befindet sich die Positionsdarstellung des Fahrzeugs immer auf einer Fahrbahn der digitalen Vektorkartendarstellung. Positionsfehler sind nur vom Nutzer und nur dann zu erkennen, wenn die angezeigte Position des Fahrzeugs sich erkennbar auf einer anderen Straße befindet oder wesentliche Abweichungen in Längsrichtung der Fahrbahn auftreten.

Es gibt einige andere Anwendungen bei denen die zuvor genannten Navigationssysteme nicht eingesetzt werden können, da bestimmte Anforderungen von diesen Systemen nicht erfüllt werden können.

Im Speziellen sind dies:

- Überbrückung der Kaltstartzeit eines GPS-Empfängers
- Überbrückung von GPS Ausfällen
- Berechnung der Position unabhängig von Karteninformationen
- Feststellung relativer Fahrbewegungen auf einer Fahrbahn
- Erkennung von GPS-Fehlern

Eine Anwendung, die alle diese Anforderungen beinhaltet, wurde am Fachgebiet Flugsysteme und Regelungstechnik in den letzten Jahren mitentwickelt und untersucht. Das Projekt ETNA (**E**lectronic **T**axiway **N**avigation **A**rray) beinhaltet die Ausrüstung von Fahrzeugen der Feuerwehr am Frankfurter Flughafen mit Moving-Map-Displays und hochwertigen Inertialnavigationssystemen (INS) ([BvdH98],[BvdHS98],[Hon01]).

Die Überlegungen zur Ausstattung dieser Fahrzeuge mit einem derartigen System sind einfach nachvollziehbar, denn nach Vorgaben der ICAO [ICA95] haben diese Feuerwehrfahrzeuge eine Reaktionszeit von drei Minuten, um ihren Einsatzort zu erreichen. Bei gutem Wetter und guten Sichtverhältnissen sind diese Forderungen zu erfüllen, bei schlechten Sichtverhältnissen ist es jedoch sehr schwierig, das Ziel auf einem großen Flughafen rechtzeitig zu erreichen. Nach Aussagen der Flughafenfeuerwehr hat eine Flugzeugzelle in der Regel eine durchschnittliche Resistenz gegen Feuer von ca. fünf Minuten, daher ist ein schneller Beginn des Löschvorgangs von hoher Wichtigkeit. Abbildung 1.1 zeigt die potentiellen Möglichkeiten zur Verringerung der Schadenshöhe bei einem frühen Beginn des Löscheinsatzes. Je früher ein Löscheinsatz begonnen wird, desto kleiner ist die statistische Schadenshöhe.

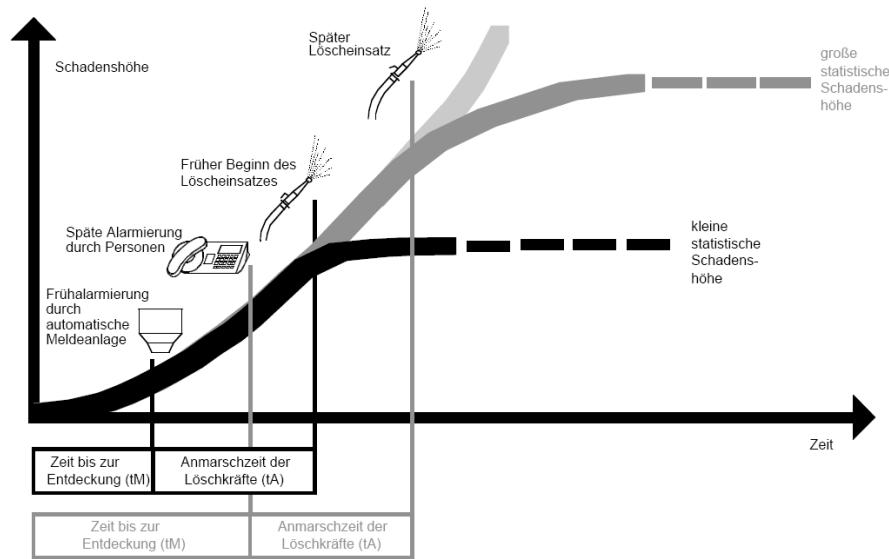


Abb. 1.1: Brandverlaufskurve

Moving-Map-Systeme können den Fahrzeugführern helfen, diese Zeiten einzuhalten. Des Weiteren gibt es Bestrebungen der ICAO, die Reaktionszeit auf zwei Minuten zu verringern, was einen Einsatz dieses Systems zwingend erforderlich macht. In dieser sicherheitskritischen Anwendung ist es wichtig, dass ständig eine valide, genaue Navigationslösung zur Verfügung steht. Dabei werden die oben erwähnten Punkte berücksichtigt.

Allein wenn man die Kaltstartzeiten von verschiedenen GPS-Empfängern berücksichtigt sieht man dass mit einer alleinigen Nutzung der GPS Technologie, wesentliche Zeit von der vorgegebenen Reaktionszeit von 3 Minuten (2 Minuten) verbraucht wird, bevor die Rettungsfahrzeuge starten können. In Tabelle 1.1 sind die Kaltstartzeiten von verschiedenen GPS Empfängern aufgeführt. Diese Zeiten wurden in einer umfangreichen Untersuchung auf dem Frankfurter Flughafen ermittelt und entsprechen dem Mittelwert bei 10 Versuchsmessungen (siehe [Hon03]). Sie bewegen sich im Bereich von 35 - 150 Sekunden, wobei es bei einigen Empfängern in Sonderfällen bis zu fünf Minuten dauern kann, bis eine gültige Lösung zur Verfügung steht. Dies kann auftreten, wenn Position, Zeit, Almanachdaten und Ephemeridendaten unbekannt sind. Die Feuerwehrfahrzeuge befinden sich im Ausgangszustand in einer Halle, in der kein GPS-Empfang möglich ist. Um Reaktionszeit zu gewinnen muss entweder das Feuerwehr-Navigationssystem kontinuierlich, auch im Ruhezustand, GPS Empfang haben oder es muss anderweitig, bei Beginn der Fahrt eine vom GPS unabhängige Positionslösung zur Verfügung stehen.

Es muss ebenso gewährleistet sein, dass in Gebieten ohne Empfang des GPS Signals, z.B. in Tunneln oder in Terminalnähe bei Abschattung durch Flugzeuge, oder bei

| Empfänger | Zeit [s] |
|-----------------|----------|
| Garmin GPS 15 | 45 |
| Garmin GPS 25 | 45 |
| uBlox TIM LF | 34 |
| uBlox Antares 4 | 34 |
| Sirf Star III | 42 |
| Sirf GSC3e/LP | 35 |
| Ashtech G12 | 45 |
| Ashtech G8 | 150 |

Tabelle 1.1: GPS-Kaltstartzeiten

ungünstiger Satellitenkonstellation ständig eine valide Lösung zur Verfügung steht.

GPS Empfangsausfälle, die bei schlechtem Wetter verstärkt beobachtet wurden, müssen ebenfalls abgedeckt werden.

Die Feuerwehrfahrzeuge bewegen sich in einem Notfall nicht zwingend auf Fahrstraßen, sondern sie können auch andere Routen, z.B. den direkten Weg über die Rollwege oder den direkten Weg über die Freiflächen benutzen. Das Fahrzeug bewegt sich nicht auf den auf dem Vorfeldgelände markierten Fahrstraßen, sondern sofern möglich, möglichst auf dem kürzesten Weg zum Einsatzort. In diesem Fall ist ein Map-Matching-Verfahren nicht geeignet, um die richtige Position zu ermitteln. Die Anzeige des Map-Matching-Verfahrens würde versuchen, die aktuelle Position auf einer in der digitalen Karte verfügbaren Fahrbahn darzustellen, was zur Desorientierung der Fahrzeugführer führen kann (Problemfall: schlechte Sicht).

Ein weiterer Punkt, der von den Navigationsgeräten mit Map-Matching-Verfahren nicht erfüllt werden kann, ist die Ermittlung einer präzisen Positionslösung, um die relativen Fahrbewegungen auf einer Straße festzustellen. Map-Matching-Systeme beschränken sich darauf, die aktuell berechnete Position mit der Straße in Deckung zu bringen, die am wahrscheinlichsten ist. Es gibt jedoch keine Aussage darüber, ob sich das Fahrzeug auf der linken oder rechten Fahrbahnhälfte befindet. Sofern eine vektorisierte Kartendatenbank mit einer hohen Genauigkeit zu Verfügung steht, kann ein relativer Bezug zum Ort dargestellt werden. In Abbildung 1.2 ist ein solcher Datenbankbankauschnitt vom Frankfurter Flughafen dargestellt. Die schwarz eingezeichneten Fahrspuren verlaufen auf den weiß einfärbten Fahrstraßen. Die Spur eines Fahrzeugs, das in Fahrtrichtung gesehen auf der rechten Fahrstreifen gefahren ist, wird auf der tatsächlich befahrenen Straßenseite angezeigt. Ein Map-Matching-System kann dagegen nicht feststellen, ob z.B. die befahrene Straßenseite gewechselt wird.

Für die Anwendung ETNA wurde ein Positionsfehler $< 5\text{m CEP}_{95}$ gefordert, der bisher nur mit sehr hochwertiger Navigationsausrüstung erreicht werden konnte,

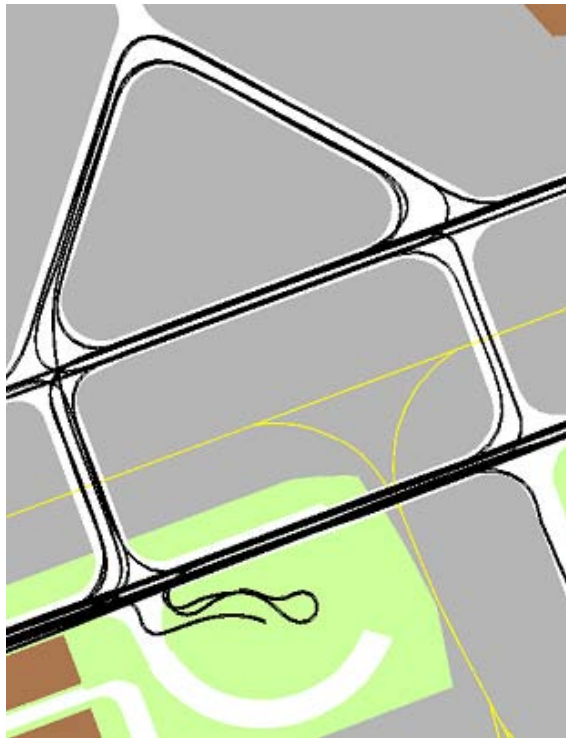


Abb. 1.2: Datenbankausschnitt und Fahrspur

wie in der Arbeit [Pfi99] festgestellt wurde. Derzeit werden für diesen Anwendungsfall einachsige Lösungen mit faseroptischem Kreisel eingesetzt, welchen einen hohen finanziellen Kostenfaktor bedeuten, sofern alle Fahrzeuge mit diesem System ausgerüstet werden.

Seit ca. 10 Jahren erscheinen vermehrt MEMS (**M**icro-**E**lectro-**M**echanical **S**ystem) Sensoren zur Messung von Beschleunigungen oder Drehraten am Markt. Die Leistungsfähigkeit bzw. Güte dieser Sensoren wächst ständig, da diese Sensoren in sehr vielen Bereichen und großen Stückzahlen eingesetzt werden. Beispiele hierfür sind Spielekonsolen, Festplatten und vor allem ESP Systeme, die heute in vielen Fahrzeugen vorzufinden sind. Die mit ESP Systemen ausgerüsteten Fahrzeuge benötigen für den Betrieb Drehratensensoren für ein bis zwei Raumachsen sowie Drehzahlsignale von allen vier Rädern des Fahrzeugs (vgl. [Win07b]).

Ein weiterer Motivationspunkt für diese Arbeit ist die Frage ob diese miniaturisierten, wartungsfreien und kostengünstigen Sensoren, die derzeit vermehrt am Markt auftauchen und in jedem Fahrzeug mit ESP integriert sind, sich für Navigationszwecke einsetzen lassen. Dabei steht die Untersuchung der Nutzungsmöglichkeiten dieser neuen Sensoren und die Kopplung verschiedener Verfahren zur Realisierung von zuverlässigen, genauen Navigationsverfahren für sicherheitskritische Systeme, im Vordergrund.

Lassen sich mit den Entwicklungen im MEMS Bereich Navigationssysteme realisieren, bei denen die Kosten etwa um Faktor 20 kleiner sind, als bei den oben erwähnten Systemen mit faseroptischen Kreisel?

Die Motivation zur Erstellung dieser Arbeit resultiert aus dem Postulat genaue, ausfallsichere, robuste Navigationssysteme mit Onboard-Sensorik heutiger Fahrzeuge zu erforschen, experimentell zu realisieren und verschiedene Navigationsverfahren durch Einsatz von low-cost Sensorik zu entwickeln und die Verfahren anhand der zu erreichenden Navigationsgenauigkeit zu bewerten. Für die Bewertung der Navigationsgenauigkeit wird die in der Arbeit [Sch04b] entwickelte Referenztrajektorie eingesetzt.

1.2 ETNA - als Vorläufer und Prüfstein für zukünftige Verbesserungen

Das System ETNA (Electronic Taxiway Navigation Array), ein Anwendungsbeispiel für den Einsatz hochgenauer Navigationssysteme für Flughafenfeuerwehrfahrzeuge, wird im Folgenden dargestellt. Dabei wird das Gesamtsystem, zur Lösung der Problematik des Vorfeldverkehrs für die Flughafenfeuerwehr vorgestellt sowie die Einzelkomponenten dargestellt (siehe Abbildung 1.3).

ETNA, welches von der Firmen Honeywell Regelsysteme GmbH (Maintal), Honeywell Airport Systems GmbH (Wedel) und der Fraport AG in Zusammenarbeit eines Teams des Fachgebiets Flugsysteme und Regelungstechnik (FSRT) der Technischen Universität Darmstadt entwickelt wurde, verwendet als Navigationskomponente eine hochwertige Inertialnavigationseinheit mit faseroptischem Kreisel (FOG) in Verbindung mit GPS.

Das System wurde aufgrund des zunehmendes Luftverkehrs und des daraus resultierenden Flughafen-Bodenverkehrs entwickelt. Mit diesem System sollen die erhöhten Sicherheitsanforderungen des Fahrzeugbetriebs auf dem Vorfeld erfüllt werden sowie die Effizienz vergrößert werden. ETNA ist ein Teil des am Flughafen Frankfurt aufgebauten A-SMGCS (Advanced Surface Movement Guidance and Control System) Systems zur schnelleren, effizienter und sicheren Abwicklung des Rollverkehrs bei allen Witterungsbedingungen.

Ein Teil dieses gesamten A-SMGCS Systems ist das TACSYS/CAPTS (Taxi and Control System/Cooperative Area Precision Tracking System) System am Frankfurter Flughafen zur Unterstützung der Vorfeldaufsicht besonders bei ungünstigen Wetterverhältnissen zur Darstellung der Bodenverkehrslage. CAPTS erfasst durch eine Fusion von Bodenradar- und Mode-S Multilaterationsdaten die Flugzeugpositionen und stellt sie der Vorfeldaufsicht zur Verfügung. Das ETNA System soll die Positionsdaten der Fahrzeuge erfassen und dem TACSYS Gesamtsystem zur Verfügung stellen, sodass eine Gesamtverkehrslage darstellbar ist.

Zusätzlich werden die erfassten Positionen eines Fahrzeugs dem jeweiligen Fahrzeugführer zur Verfügung gestellt und visualisiert. Vor kreuzendem oder kollidierendem Verkehr soll gewarnt, sowie die Route zum Zielort dargestellt werden, zur Verbesserung der Situational Awareness eines jeden Fahrzeugführers.

Zur Realisierung dieser Funktionalität besteht das ETNA Gesamtsystem aus den folgenden Komponenten:

- Informationsbroker
- Flottenleitstand
- Fahrerinformationsdisplay mit einer hochgenauen Datenbank zur graphischen Darstellung des Flughafens
- Fahrzeug-Navigationssystem
- Kommunikationssystem zwischen einem Leitstand und den Fahrzeugen
- Anbindung an eine GPS-Differentialstation

1.2.1 Informationsbroker

Der Informationsbroker des ETNA Systems, ist die zentrale Komponente in der alle Informationen zusammenlaufen. Der Informationsbroker sammelt und verteilt die Informationen die durch die angebundenen Systeme TACSYS/CAPTS und ETNA erfasst werden. An den Informationsbroker bietet die Schnittstelle zu den Flottenleitständen und den Fahrzeugen, und verwaltet alle relevanten Daten die ausgetauscht werden sollen. Darüber hinaus bietet er offene Schnittstelle um zusätzlich Daten, wie z.B. Differential-GPS, in das System einzuspeisen.

1.2.2 Flottenleitstand

Die Flottenleitstände bestehen aus Rechnern mit hochauflösenden Bildschirmen, auf denen die aktuelle Verkehrslage auf einer hochgenauen Datenbank des Flughafens graphisch dargestellt wird. Die Leitstand-Software ermöglicht die Überwachung und Steuerung der Flotte, durch Zuweisen von Routen, Zielen sowie Sperrflächen an die jeweiligen Fahrzeugführer.

1.2.3 Fahrerinformationsdisplay mit einer hochgenauen Datenbank zur graphischen Darstellung des Flughafens

Das Fahrerinformationsdisplay ist die Komponente zur Darstellung der eigenen Position des Fahrzeugs auf einer hochgenauen Datenbank, in Form einer Karte, des

Flughafens. Dem Fahrzeugführer werden auf diesem Bildschirm seine eigene Position, Positionsinformationen der anderen Fahrzeuge sowie die erfassten Positionsinformationen der Flugzeuge aus dem CAPTS System dargestellt. Zusätzlich werden dem Fahrzeugführer Vorgaben und Anweisungen und Routeninformationen durch die Flottenleitstände dargestellt (siehe Abbildung 1.3).

Die digitale, grafische Datenbank des Flughafengeländes beinhaltet Start- und Landebahnen, Rollbahnen, Betriebsstraßen und Gebäude. Je nach Anwendung können viele weitere wichtige Informationen wie Hydranten, Hindernisse und Schutzzonen (z.B. CAT3²) ebenfalls Bestandteil dieser Datenbank sein.

1.2.4 Navigationssystem

Das Navigationssystem zur Erfassung der Position in den Fahrzeugen ist das wichtigste System zur Navigation und Orientierung für den Fahrzeugführer. Abhängig vom Verwendungszweck werden in ETNA aus Kostengründen zwei verschiedene Klassen von Navigationssystemen verwendet. Es wird unterteilt in die Klassen I und II.

Klasse I Systeme sind vorgesehen für sicherheitskritische Anwendungen wie bei Einsätzen der Rettungs- und Feuerwehrfahrzeuge. Hier ist vor allem bei schlechten Sichtverhältnissen eine qualitativ hochwertige Navigationslösung mit hoher Zuverlässigkeit, notwendig. Ein Klasse I System soll nach Forderung der FRAPORT AG einen CEP₉₅ von unter 5 Metern erreichen, um neben einer hohen Navigationsgenauigkeit, auch eine hohe Verlässlichkeit bieten zu können. Zur Erfüllung dieser Anforderungen ist in der ersten Entwicklungsphase eine dreiaxige Laserkreisel-Navigationseinheit als Funktionsdemonstrator eingesetzt worden. Diese Lösung verbietet sich jedoch aus Kostengründen für einen Einsatz in einer ganzen Flotte. Daher wurde im weiteren Verlauf für Klasse I Fahrzeuge als Navigationssystem ein faser-optischer Kreisel und ein Hodometer in Verbindung mit einem hochwertigen GPS eingesetzt, welches für diese Anwendung eine ähnlich gute Performanz zeigt. Dieses Navigationssystem wurde vom Fachgebiet Flugsysteme und Regelungstechnik der TU-Darmstadt eingehend in vielen Versuchsfahrten und unter verschiedensten Bedingungen untersucht und stellte die Leistungsfähigkeit unter Beweis. Der Kostenfaktor ist jedoch auch bei diesem System erheblich.

Zu den Fahrzeugen mit einem Klasse II System zählen Fahrzeuge, bei denen die Anforderungen an die Qualität und Integrität an die Navigationslösung geringer sind. Im ETNA System wird hier eine Lösung eingesetzt, die ausschließlich GPS als Navigationssystem verwendet. Aufgrund der sehr unterschiedlichen Kostenfaktoren für Klasse I und Klasse II Systeme, sind hier wiederum wirtschaftliche Gründe ausschlaggebend für die Auswahl eines Systems. Die Systeme unterscheiden sich in

²Beim Instrumentenlandesystem ILS müssen je nach Wetterbedingungen ILS-Kategorien CAT eingehalten werden. Diese Kategorien setzen voraus, dass bestimmte Zonen um die Landebahn von Flugzeugen und Fahrzeugen freigehalten werden müssen.

den Kosten um Faktor 50, daher werden die Klasse 1 Systeme nur in ausgewählten Fahrzeugen eingesetzt.

Es stehen somit 2 verschiedene Klassen von Navigationsgeräten zur Verfügung, die für diese Anwendung genutzt werden können.

1.2.5 Kommunikationssystem zwischen einem Leitstand und den Fahrzeugen

Leitstände, Fahrzeuginformationssysteme und der Informationsbroker benötigen für den Austausch der Positionsdaten, Meldungen, Routenvorgaben und viele weitere Daten ein Kommunikationssystem. Am Flughafen Frankfurt existierte ein WLAN (Wireless Local Area Network), welches für den zuverlässigen Austausch der Daten auf dem gesamten Rollfeld durch das ETNA System genutzt wird.

1.2.6 Anbindung an eine GPS-Differentialstation

Eine Verbesserung der Genauigkeit des GPS-Navigationssystems kann durch eine GPS-Differentialstation erreicht werden. Diese stationär stehende GPS-Station, ermittelt Korrekturdaten, die an den jeweiligen GPS-Empfänger gesendet werden. Die Korrekturdaten werden über den Informationsbroker an alle Fahrzeugnavigationssysteme über WLAN gesendet.

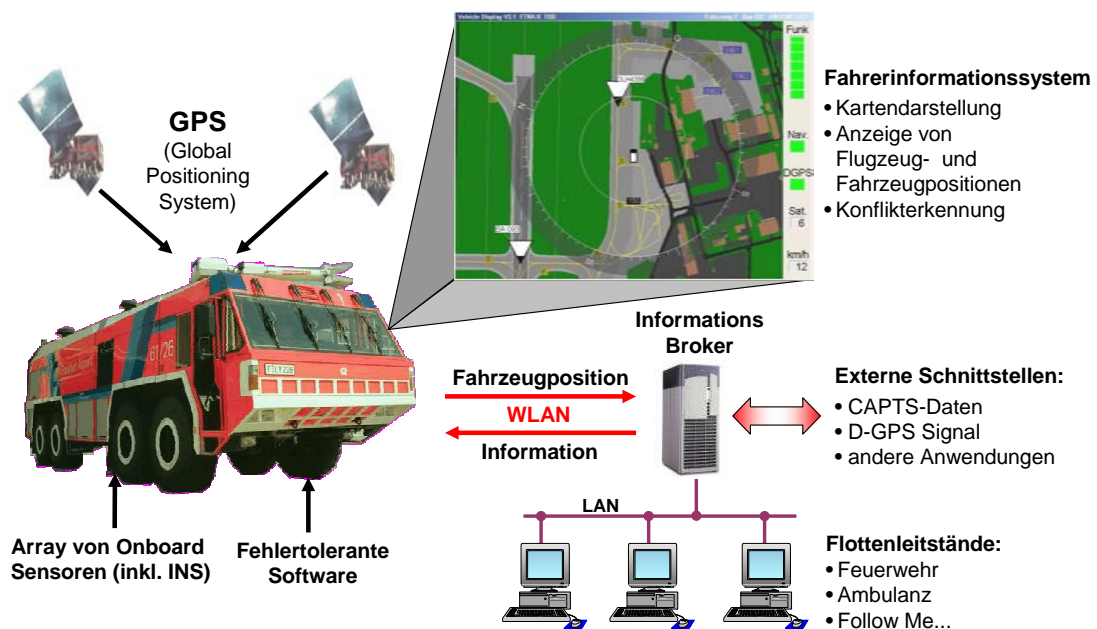


Abb. 1.3: ETNA Systemübersicht

1.2.7 Zwischenbilanz

ETNA hat während seiner mehrjährigen Einsatzphase seine Funktionsfähigkeit und Einsatzeffektivität gezeigt, ist jedoch für eine breite Anwendung zu kostenintensiv. Die Herausforderung der im Folgenden beschriebenen Forschungs- und Entwicklungsarbeit war es, eine weitgehend gleichwertige Navigationslösung (die der Hauptkostentreiber bei ETNA ist) auf der Basis von vorhandener Onboard-Sensorik, oder preiswerten in Massenproduktion hergestellten MEMS-Sensoren, zu erarbeiten.

1.3 Struktur der Arbeit

Der strukturelle Aufbau der vorliegenden Arbeit ist Abbildung 1.4 dargestellt. Beginnend mit Kapitel 1 wird die Motivation und Zielsetzung dieser Arbeit dargestellt.

In Kapitel 2 werden zunächst die klassischen Navigationsverfahren vorgestellt, anschließend wird auf die Anforderungen an die Navigation in sicherheitskritischen Anwendungen eingegangen, mit einer klaren Abgrenzung zu Navigationsverfahren mit Map-Matching-Technologie. Nach der Analyse der Problemstellungen findet in diesem Kapitel eine Auswahl fahrzeugautonomer Navigationsverfahren statt, die in dieser Arbeit entwickelt werden sollen. Die für diese Verfahren notwendigen Sensoren und Navigationssysteme werden anschließend beschrieben.

In Kapitel 3 werden bereits existierende Verfahren zur autonomen Fahrzeugnavigation vorgestellt und um ein neues Verfahren erweitert. Mit diesem Verfahren soll die Möglichkeit geschaffen werden, sensorspezifische Fehler erkennen und korrigieren zu können. Die Sensordatenfusion erfolgt in einem erweiterten Kalman-Filter, welches mittels den Koppelnavigationsgleichungen und den Sensordaten die Positionslösung und die sensorspezifischen Korrekturfaktoren, wie Skalenfaktor- und Offsetfehler, berechnet. Auf die Herkunft dieser Fehler, die vielfältige Ursachen haben, wird im Anschluss eingegangen und es werden die notwendigen unbekannten Parameter bestimmt.

Zunächst wird in Kapitel 4 das Versuchsfahrzeug beschrieben, welches ein wichtiger Bestandteil zur Bewertung der Navigationsgenauigkeit ist. Die Ausrüstung dieses Fahrzeug ermöglicht die Generierung einer optimalen Referenztrajektorie, die im Folgenden beschrieben wird. Anhand dieser Referenztrajektorie können die drei in dieser Arbeit entwickelten Verfahren bezüglich ihrer Positionsgenauigkeit und Richtungsgenauigkeit statistisch ausgewertet werden.

Die Arbeit schließt mit einer Zusammenfassung und einem Ausblick auf zukünftige Forschungsarbeiten in Kapitel 5 ab.

Realisierung und Bewertung von Navigationsmethoden zur fahrzeugautonomen Positionsbestimmung mit low-cost Sensorik

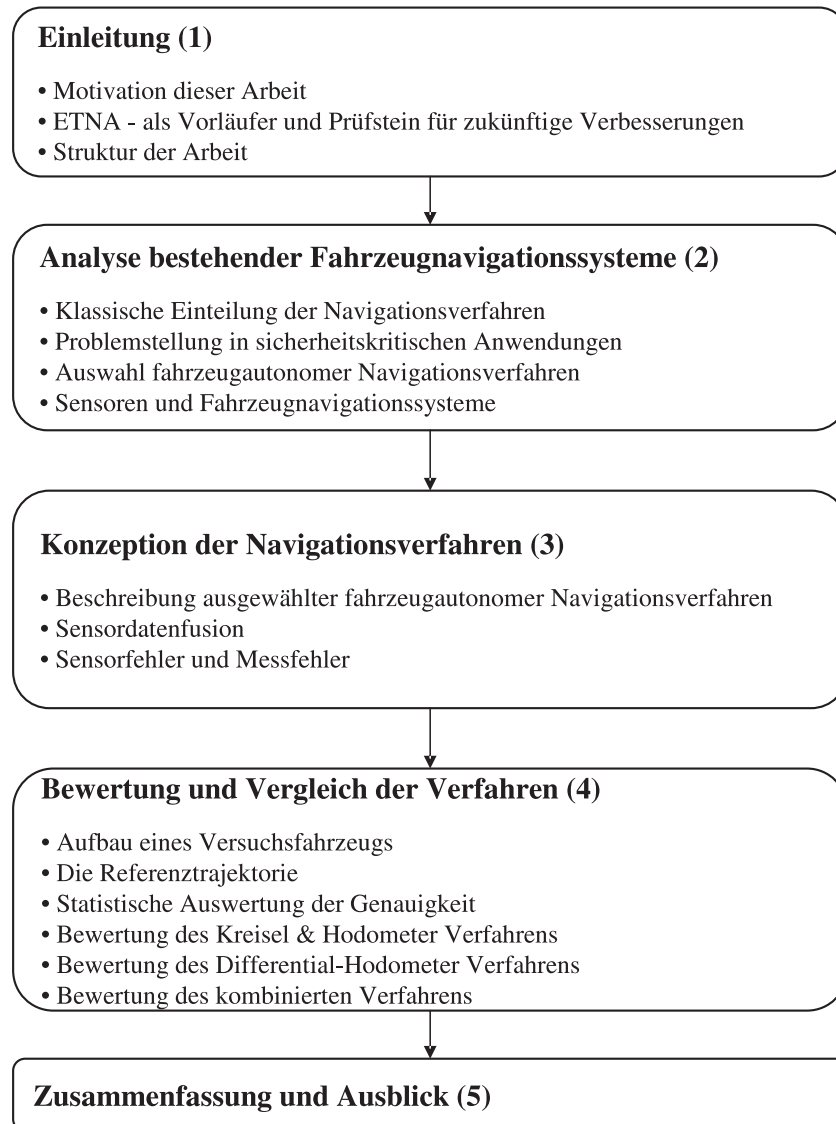


Abb. 1.4: Struktur der Arbeit

2 Analyse bestehender Fahrzeugnavigationssysteme

Zunächst werden in diesem Kapitel die klassischen Verfahren der Navigation erläutert. Anschließend erfolgt die Erläuterungen der Problematik der Fahrzeugnavigation in sicherheitskritischen Anwendungen und die Auswahl der fahrzeugautonomen Verfahren die in dieser Arbeit betrachtet werden soll. Abschließend wird eine Übersicht der Funktionsprinzipien der Sensoren und Systeme sowie eine Beschreibung von kommerziellen Fahrzeugnavigationssystemen dargestellt.

2.1 Klassische Einteilung der Navigationsverfahren

Die klassische Einteilung der Navigationsverfahren erfolgt nach [KF97] in folgende Methoden:

- Verfahren zur Positionsbestimmung (Position-Fixing)
- Koppelnavigation (Dead-Reckoning)
- Integrierte Navigationssysteme (Integrated Systems)

2.1.1 Positionierverfahren

Es existieren verschiedene Möglichkeiten zur Positionsbestimmung. Positionierverfahren sind Verfahren zur Bestimmung des eigenen Standortes mittels Positionsstandlinien zu gegebenen Fixpunkten. Dabei können natürliche und künstliche Fixpunkte benutzt werden. Die Einteilung erfolgt nach [BW99] in die Verfahren:

- Astronomische Navigation (Celestial Navigation)
- Terrestrische Navigation (Pilotage)
- Satellitennavigation (Global Navigation Satellite Systems GNSS)
- Funkpeilung (Radio Navigation)

2.1.1.1 Terrestrische Navigation

Die terrestrische Navigation ist die älteste Methode der Navigation. Es werden Landmarken durch Sichtpeilung fixiert, um die momentane Position zu bestimmen. Daher wurde in den Anfängen der Seefahrt nur in Küstennähe gesegelt, um die Sichtverbindung zu den Landmarken nicht zu verlieren.

2.1.1.2 Astronomische Navigation

Die astronomischen Navigationsverfahren wurden schon in der Antike in der Seefahrt eingesetzt. Die astronomische Navigation benutzt im Gegensatz zur terrestrischen Navigation keine Landmarken, sondern die Sterne als Fixpunkte.

Zur Ermittlung des Standortes erfolgen die Peilungen zu den Sternen mittels Jakobsstab und Sextant, die nur bei unbedecktem Himmel bzw. bei Sicht zu den Sternen eingesetzt werden können.

2.1.1.3 Satelliten-Navigation

Die Satellitennavigation basiert im Prinzip auf der astronomischen Navigation, mit dem Unterschied, dass die Positionsstandlinien zu „künstlichen Sternen“, den Satelliten, gebildet werden und zusätzlich noch die Entfernungen zu den Satelliten ermittelt werden. Heutzutage ist es das bekannteste Verfahren der Navigation und wird in den unterschiedlichsten Bereichen eingesetzt. Es wurde bereits in Kapitel 2.4.3 näher erläutert. Das derzeit am häufigsten benutzte System ist das GPS, da das russische System GLONASS erst ab dem Jahr 2009 zur kommerziellen Nutzung freigegeben werden soll. Das europäische System GALILEO wird derzeit entwickelt, 2009 sollen Experimentalsatelliten zur Verfügung stehen und im Jahr 2011 soll der volle operationelle Betrieb aufgenommen werden (siehe [DLR07]).

2.1.2 Koppelnavigationsverfahren

Die in dieser Arbeit verwendeten Verfahren zur Navigation eines Fahrzeuges basieren auf den Regeln der Koppelnavigation (engl. *dead reckoning*). Die Koppelnavigation wird nach [KF97] als Grundlage jeder Navigation angesehen.

Die Koppelnavigation kann zum einen zur Interpolation zwischen zwei Positionen, zum anderen auch zur Extrapolation von einer bekannten auf eine zukünftige Position eines Fahrzeuges durch Messung oder Bestimmung der Geschwindigkeit nach Betrag und Richtung genutzt werden. Bei der Inertialnavigation werden zur Bestimmung der Geschwindigkeit die Beschleunigungen und zur Richtungsbestimmung die Drehraten des Fahrzeuges gemessen und entsprechend koordinatenrichtig transformiert, korrigiert und aufintegriert.

Da diese Messungen in bewegten Koordinatensystemen (Fahrzeug, Erde) erfolgen, die entsprechende Umrechnungen erfordern, wird die detaillierte Beschreibung in Kapitel 3 erfolgen, wobei auf typische Fehler solcher Messungen (Wind, Drift, Schlupf, etc.) noch eingegangen werden wird.

2.1.3 Integrierte Navigation

In der nachfolgenden Tabelle 2.1 wird die klassische Einteilung der Navigationsverfahren nach [KF97] dargestellt, und die Systeme den Verfahren zugeordnet (nach [BW99]).

| Integrierte Navigation | | | |
|--|---------------------------|--|--------------------------------|
| Positionierung | | Kinematische Navigation | |
| Klassische Peilverfahren | Satellitennavigation | Koppelnavigation | Inertialnavigation |
| Sichtpeilung Radionavigation Sternennavigation | GPS GLONASS GALILEO | Schiffslog/Kompass Luftdatennavigation Doppler-Navigation Kreisel/Hodometer | Plattformsysteme Strap-Down |

Tabelle 2.1: Integrierte Navigation, Positionierverfahren, Kinematische Navigation

Nach Tabelle 2.1 werden die Koppelnavigations- und Inertialnavigationsverfahren weiterhin zur kinematischen Navigation zusammengefasst, da für die Berechnung der Position anhand der gemessenen Signale (Fahrzeug-Geschwindigkeit bzw. Beschleunigung) eine kinematische Beschreibung notwendig ist.

Ziel der integrierten Navigation ist es, durch die Nutzung verschiedener Systeme/Sensoren und Verfahren, eine Redundanz herzustellen und dadurch die Genauigkeit und Verfügbarkeit zu steigern. Durch Kombination mehrerer Systeme entsteht die Möglichkeit zur Erkennung und Isolation fehlerhafter Messwerte, was zu einer Steigerung der Zuverlässigkeit und Genauigkeit führt.

Tabelle 2.2 zeigt die Vorteile der integrierten Navigation durch Einsatz zweier sich ergänzender Verfahren. Diese ergänzen sich optimal in den einzelnen Systemeigenschaften. Nach [KF97] können mehrere identische Sensoren eingesetzt werden (Parallele Redundanz) oder unterschiedliche Sensoren mit verschiedenen Fehlerquellen verwendet werden (komplementäre Redundanz).

Die Verwendung von „low-cost“ Sensorik in der integrierten Navigation erscheint sinnvoll zur Erkennung von Ausfällen und Überbrückung von Kurzzeitfehlern. Der wohl bekanntesten Systemgruppe gehören die in Kapitel 2.4.3.3 beschriebene „KFZ-Navigationssysteme“ an, welche Geschwindigkeitsmessung, Lenkwinkelmessung, Straßenkarten-Information und GPS-Positionsmessung kombinieren und dadurch eine gewisse Fehlertoleranz erreicht haben.

| | Koppelnavigation | GPS | integrierte Navigation |
|--------------------|------------------|----------------|------------------------|
| Position | - | sehr gut | sehr gut |
| Geschwindigkeit | sehr gut | gut | sehr gut |
| Dynamik | sehr gut | schlecht | sehr gut |
| Langzeitstabilität | schlecht | sehr gut | sehr gut |
| Störbarkeit | nicht störbar | leicht störbar | nicht störbar |

Tabelle 2.2: Vorteile der integrierten Navigation nach [Löf02]

2.2 Problemstellungen in sicherheitskritischen Anwendungen

Wie bereits in Kapitel 1.2 beschrieben sind in der Anwendung ETNA sehr spezielle Anforderungen an die Navigationslösung zu erfüllen. Diese sind zum einen zeit- und zum anderen sicherheitskritisch. Feuerwehrfahrzeuge auf Flughäfen haben laut der ICAO die Anforderung innerhalb von drei Minuten (2 Minuten) am Einsatzort einzutreffen. Diese Forderung ist jedoch bei schlechten Wetterbedingungen nur schwer einzuhalten. Berücksichtigt man Flugunfallstatistiken die die Wetterbedingungen analysieren, wie in [Aer07] dargestellt, treten Unfälle erhöht bei diesen Wetterbedingungen auf (siehe Abb. 2.1).

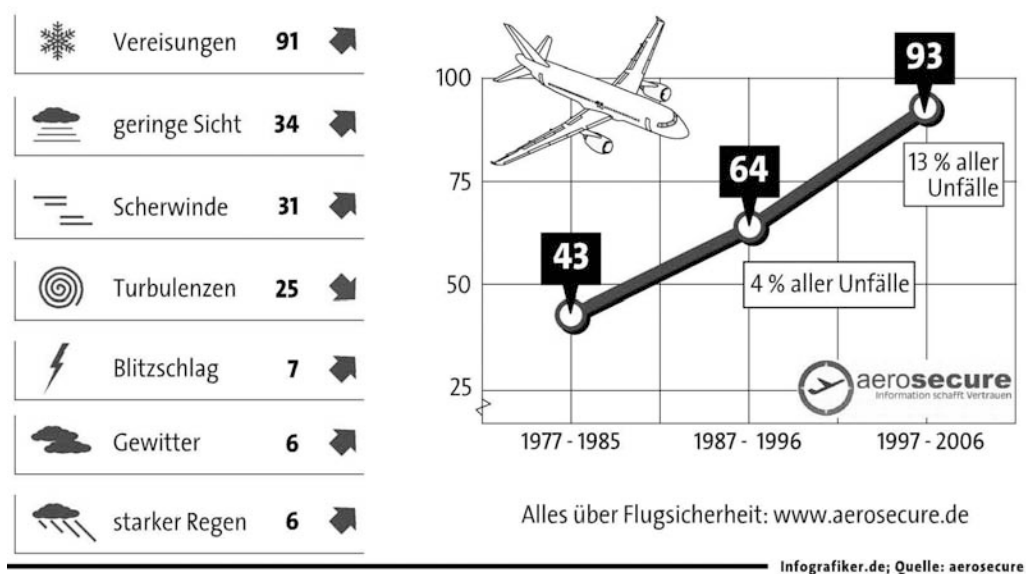


Abb. 2.1: Flugunfall-Statistik nach [Aer07]

Ein Beispiel eines Flugunfalls zeigt, welche Vorteile ein Navigationssystem bringen kann. In Jahr 2004 ereignete sich ein Flugunfall am Flughafen München (siehe BFU-

Flugunfallbericht [Bun04]). Das Flugzeug ist aufgrund einer technischen Störung nur 3 km vor dem Flughafen München auf einer Ackerfläche notgelandet. Die Alarmierung der Rettungskräfte erfolgte bereits um 8.09 Uhr, wobei das Flugzeug gegen 8.16 Uhr gelandet ist. Die Rettungskräfte, die nicht mit einem Navigationsgerät ausgestattet waren, wurden von der Besatzung des Flugzeugs zum Unfallort gelotst und sind dort erst um 8.34 Uhr eingetroffen. Das bedeutet dass die Einsatzkräfte nach Bekanntgabe der Position ca. 18 min benötigt haben um das Ziel zu erreichen. Aufgrund der schlechten Wettersituation hatte die Rettungskräfte große Schwierigkeiten den Einsatzort zu finden.

In Alarm-Übungen der Feuerwehr des Frankfurter Flughafens wurde ebenfalls festgestellt, dass Fahrzeuge nicht oder erst zu spät am Einsatzort eintreffen können. Erfahrene Rettungsfahrzeugbesatzungen haben sich auf dem ihnen bekannten Flughafen verirrt. Dieser Fall kann vor allem bei Nebel oder Nacht eintreten. Um diese Problem zu lösen wurde für den Flughafen Frankfurt das System ETNA (siehe Kapitel 1.2) entwickelt. An dieses System wurden die Forderung gestellt dass der CEP₉₅ des Positionsfehler unter 5 Meter liegen soll, um dadurch eine sehr zuverlässige und genaue Navigationslösung zu erhalten.

Im Flughafenbereich treten erschwerte Umgebungsbedingungen durch Abschattung bzw. Fehler durch Mehrwegausbreitung durch Gebäude und Flugzeuge auf, sowie Probleme durch die erhöhte Funklast und Wetterbedingungen (Schnee). Hierbei wurden in der Evaluationsphase von fünf low-cost GPS Empfängers, für das ETNA System, Ausfälle von bis zu einer Minute festgestellt (siehe [Hon03]).

Ein GPS Empfänger allein (Map-Matching scheidet aus, siehe Kap. 1.1) erfüllt die Forderungen für ein derartiges System nicht. Zur Lösung dieses Problems und zum Erreichen der Navigationsgenauigkeit wurden daher als ersten Prototypen eine 3-Achs-Laserkreisel-Inertialnavigationseinheit in Verbindung mit GPS (integrierte Navigation) eingesetzt.

Zur Reduzierung des Kostenfaktors wurde der Inertialteil der Navigationslösung auf einen faseroptischen Kreisel reduziert und die Navigation in einem ebenen Koordinatensystem gerechnet. Die beiden Kreiselssysteme werden in Kapitel 2.4 beschrieben. Der GPS-Empfänger dieser Systeme wurde jeweils mit Differential-GPS Korrekturdaten einer lokalen Referenzstation versorgt um dadurch eine höchst mögliche Genauigkeit zu erzielen. Zusätzlich werden die Onboard-Systeme der ETNA Lösung ständig in eingeschalteten Zustand betrieben. Dies bietet den Vorteil, dass das System keine Zeit zum Starten des Inertialnavigationssysteme für das Alignment benötigt, sowie der GPS Empfänger keinen Kaltstart durchführen muss. Eine weitere Verbesserung kann gewährleistet werden durch den Einsatz eines GPS Repeaters in der Halle in der die Fahrzeuge abgestellt sind. Dadurch kann der GPS-Empfänger GPS-Ephemeriden Daten empfangen und bei einem Alarmstart sehr schnell eine valide Positionslösung liefern.

Mit den zuvor genannten Inertialnavigationssystem steht eine Technologie zur Verfügung, die für den Einsatz in ETNA geeignet sind. Jedoch ist das größte Defizit der Lösungen der hohe Preis der einer breiten Einführung dieser Systeme entgegensteht.

Somit besteht Bedarf an einer neuen wissenschaftlichen Lösung für die zahlreiche Einführung der Navigationssysteme in einer derartigen Anwendung. Daher wird in dieser Arbeit ein Ansatz verfolgt eine bordautonome Navigationslösung zusätzlich zu einem GPS Empfänger einzusetzen, mit der GPS-Ausfälle überbrückt und Positionsfehler erkannt und isoliert werden können, die aber um den Faktor > 20 kostengünstiger als die bisherige Lösung ist, ohne die bisher erreichte Navigationsgenauigkeit in Frage zu stellen.

2.3 Auswahl fahrzeugautonomer Navigationsverfahren

Das einzige System zur direkten Bestimmung der Position mit ausreichender Genauigkeit ist derzeit das GPS. Ein zweites System Galileo befindet sich momentan im Aufbau (siehe 2.4.3.1.3), sowie das nicht mehr in Betrieb befindliche GLONASS (siehe 2.4.3.1.2). Da derzeit nur ein System zur Verfügung steht, müssen für die notwendige bordautonome Lösung Koppelnavigationsverfahren eingesetzt werden, die es ermöglichen durch Integration der Geschwindigkeit, bzw. doppelten Integration der Beschleunigungen den zurückgelegten Weg zu bestimmen. In Kombination damit wird eine Drehraten-Integration oder eine direkte Bestimmung des Kurses durchgeführt, wodurch anschließend eine Berechnung der Positionsänderung möglich ist. Somit soll es möglich sein, GPS-Fehler detektieren und isolieren zu können, sowie Ausfälle des GPS zu überbrücken. Map-Matching Verfahren werden hier bewusst ausgeschlossen, da in diesen Anwendungsfall die Fahrzeuge nicht an Straßen gebunden sind, sondern sich frei bewegen können. Kommerzielle Navigationssysteme mit Map-Matching Verfahren werden in 2.4 beschrieben, um die Merkmale des hier gewählten Ansatzes damit vergleichbar zu machen.

Als Grundsystem zur Feststellung der Ausgangsposition wird das GPS verwendet werden, welches eine direkte und absolute Positionsbestimmung (im WGS84 Koordinatensystem) ermöglicht (siehe Kap. 2.4).

Für die dann folgende Koppelnavigationslösung wird mindestens ein Sensor zur Wegmessung und mindestens ein Sensor zur Richtungsbestimmung eingesetzt.

Tabelle 2.3 zeigt mögliche Sensorkombinationen zur Berechnung einer Koppelnavigationslösung. Die Sensoren werden im anschließenden Kapitel 2.4 ausführlich beschrieben.

Aus diesen neun möglichen Verfahren der Tabelle 2.3 wurden drei ausgewählt, die in dieser Arbeit untersucht wurden. Der Vorzug wurde dabei Sensoren gegeben, die

| Sensor \ Verfahren | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 |
|------------------------|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Hodometer | ✓ | ✓ | ✓ | | | | | | |
| Beschleunigungsmesser | | | | ✓ | ✓ | ✓ | | | |
| Doppler-Radar | | | | | | | ✓ | ✓ | ✓ |
| Drehratenmesser | ✓ | | | ✓ | | | ✓ | | |
| Magnetometer | | ✓ | | | ✓ | | | ✓ | |
| Differential-Hodometer | | | ✓ | | | ✓ | | | ✓ |

Tabelle 2.3: Sensorkombinationen

schon ab Werk in vielen Fahrzeugen zu finden sind. Magnetometer und Doppler-Radar stehen meist nicht zu Verfügung.

Das Magnetometer hat darüber hinaus mehrere Nachteile, die eine präzise Navigation erschweren. Die Fehleranfälligkeit bei elektromagnetischen Feldern (vgl. [Aus99]) innerhalb und außerhalb des Fahrzeugs ist ein Punkt, sowie Kompassdreh- und Beschleunigungsfehler. Das Magnetometer wird daher in dieser Arbeit nicht berücksichtigt.

Das Doppler-Radar wurde ebenfalls ausgeschlossen, da die Funktion bei schlechtem Fahrbahnzustand, wie Eis, Schnee oder Laub stark eingeschränkt ist.

Die Berechnung der Geschwindigkeit aus den Beschleunigungsmesswerten ist aufwendig, da hierzu in der Regel drei Beschleunigungsmesser und ihre Lage im Raum bekannt sein müssen. Des Weiteren muss der Einfluss der Erdbeschleunigung sowie der Einfluss der Erddrehung mit einbezogen werden, da andernfalls deren Fehlereinflüsse zu groß werden.

Dies führt bei konsequenter Durchführung zu einem vollständigen Strap-Down System mit drei Beschleunigungsmessern und drei Drehratenmessern zu einer relativ komplexen Berechnung. Will man ein solches System mit heutigen low-cost Sensoren (MEMS) realisieren, stellt sich die Frage ob die heute erreichte Genauigkeit der MEMS Sensoren hinreichend ist.

Versuche in der Arbeit [Mit05] haben gezeigt, dass ohne eine adäquate Stützung des Systems eine performante Positionsrechnung mit low-cost Sensoren nicht möglich ist. Die Hauptursache hierfür sind die sich relativ schnell einstellenden Fehler in Roll- und Nicklage, besonders jedoch die Azimut Fehler.

Das Hodometer stellt ein Mittel zur Weglängenmessung dar, da der Einsatz der Fahrzeuge auf dem Flughafenvorfeld meist auf einer ebenen Fläche mit homogenen Untergrund stattfindet. Das Fahrzeuggewicht und die Konfiguration der Rettungsfahrzeuge schließen Antriebsschlupf weitgehend aus oder Beschränken es auf kürzeste Zeitabschnitte, sodass die Verwendung von Hodometer in Verbindung mit GPS ein

erfolgversprechender Ansatz zu sein scheint. Fahrzeuge mit ABS-System besitzen meist ein digitales Signal des Hodometers. Wobei untersucht werden wird, inwieweit dies direkt für die Aufgabenlösung zu verwenden ist.

Will man die in ETNA realisierte Lösung mit bisherigem geringsten Aufwand (faseroptischer Kreisel und Hodometer) zu wesentlich geringeren Kosten substituieren, bedarf es einer Lösung die (ausgehend von einer bekannten Fahrzeugausrichtung) die Fahrtrichtung des Fahrzeugs kontinuierlich bestimmt. Hierzu werden zwei Lösungen gesehen.

Drehratenmesser in MEMS Technologie finden sich in heutigen ESP-Systemen ebenfalls in vielen Fahrzeugen. Die Genauigkeit dieser Drehratensensoren hat sich in den letzten Jahren sehr stark verbessert, was nun einen Einsatz in der Navigation möglich erscheinen lässt und deshalb untersucht werden soll.

Moderne Fahrzeuge können aus dem ABS, Hodometer-Signale für jedes Rad liefern. Damit ist diese Information nicht nur redundant vorhanden, sondern man kann versuchen aus der Differenz der Hodometersignale (rechts / links) und deren hoher Auflösung auf die Drehgeschwindigkeit des Fahrzeugs um die Hochachse zu schließen. Aus diesem Grund wird die Differential-Hodometer Lösung als eine der Alternativen mit verfolgt.

Alle Koppelnavigationsverfahren benötigen eine sehr präzise Anfangsposition, sowie Anfangsausrichtung bei Stillstand des Fahrzeugs. Erst wenn diese Bedingungen erfüllt sind wird eine präzise Koppelnavigation möglich. Für diesen Anfangszustand kann nur das GPS System genutzt werden, als Grundlage für alle in dieser Arbeit betrachteten Verfahren. Fehler die dann bei der laufenden Positionsbestimmung vom GPS entstehen, können anschließend von einer integrierten Navigationslösung erkannt werden.

Die Auswahl für die Koppelnavigationslösung ist daher auf Verfahren mit einem Hodometer zur Wegmessung gefallen. Die Richtungsbestimmung erfolgt im ersten betrachteten Verfahren mit einem Drehratenmesser (MEMS).

Die zweite Methode nutzt ausschließlich die Informationen von den Hodometern, wobei die Richtungsbestimmung anhand des Unterschiedes in der Raddrehzahl zwischen linkem und rechtem Rad bei Kurvenfahrt erfolgt.

Die Anfangsausrichtung des Fahrzeugs ist die wichtigste Information für die Startbedingung der Koppelnavigation. Für diese Fahrzeugart kann die Anfangsausrichtung über eine Handlungsanweisung (geradliniges Einparken) und Abspeichern der letzten Fahrzeugausrichtung, ermittelt aus mehreren GPS Positionen (Track) erreicht werden. Darüber hinaus wird auch der initiale Teil des Tracks bei einem Alarmstart geradlinig sein, sodass dies für eine erneute Validierung genutzt werden kann. Dazu muss in der Halle die Versorgung der GPS-Empfänger mit Ephemeriden Daten über einen Repeater gewährleistet sein.

Richtungsfehler resultieren nahezu immer in einer schlechteren Positionslösung (vgl. [BW99]). Um eine möglichst präzise Richtungsinformation erzielen zu können, erfolgt in einem dritten Verfahren die Richtungserfassung redundant. Das somit vielversprechendste Verfahren, welches in dieser Arbeit umgesetzt wird, ist eine Kombination eines Drehratenmessers und eines Differential-Hodometers. Dieses Verfahren verspricht die effektivste Fehlererkennung.

2.4 Sensoren und Fahrzeugnavigationssysteme

Nachdem im Vorherigen die grundsätzlichen Navigationslösungen skizziert worden sind, sollen nunmehr die Navigationslösungen einer detaillierten Analyse unterzogen werden.

Hierbei wird auf die Ergebnisse von ETNA aufgesetzt, die gezeigt haben, dass man im Flughafenbereich erfolgreich eine Navigation aufbauen kann, die ein ebenes, 2-achsiges Koordinatensystem mit einer vereinfachten Sensorausrüstung benutzt. Selbstverständlich wird diese Hypothese im Verlauf dieser Arbeit durch Vergleiche mit einer komplexen (vollständigen) Navigationslösung hinterfragt.

Die Navigationslösung kann über verschiedene Sensoren bestimmt werden. Es wird hierbei in drei Arten von Sensoren bzw. Systemen unterteilt:

- Sensoren zur Weglängenbestimmung
- Sensoren zur Richtungsbestimmung
- Systeme zur Positionsbestimmung

Innerhalb dieses Kapitels werden die wichtigsten derzeit verfügbaren Sensoren dieser drei Arten vorgestellt und auf existierende Fahrzeugnavigationssysteme, die kommerziell zu erwerben sind, eingegangen.

2.4.1 Sensoren zur Weglängenbestimmung

Zur Berechnung der Weglänge aus fahrzeuginternen Sensoren können Hodometer, Beschleunigungsmesser und Dopplersensoren eingesetzt werden.

2.4.1.1 Hodometer

Die einfachste Möglichkeit der Weglängenbestimmung stellt das Hodometer dar. Die direkte Messung der von einem Rad durchlaufenen Winkelinkremente bzw. der Radumdrehungen mit einem Impulsgeber (magnetisch/optisch) ermöglicht die Berechnung der zurückgelegten Wegstrecke unter Berücksichtigung des Reifenradius.

Die Messung erfolgt im spurfesten Koordinatensystem. Es kann darüber hinaus die momentane Geschwindigkeit ermittelt werden, indem die sensierten Weginkremente auf ein zeitliches Abtastintervall bezogen und somit die mittlere Geschwindigkeit im Abtastintervall berechnet werden kann.

Es existieren verschiedene Bauarten von Hodometern. Nach [BW99] sind bekanntesten sind

- Mechanische und elektromechanische Sensoren
- Sensoren mit Reed-Kontakt (Schutzgaskontakt)
- Geräte mit Hallsensoren
- Elektrooptische Verfahren
- Induktive Sensoren

Die magnetischen Verfahren (induktive Sensoren und Hallsensoren) bieten den Vorteil, dass sie weitgehend unempfindlich gegenüber Schmutz und Vibration sind. Die Messung erfolgt berührungslos und erfüllt höchste Anforderungen. Magnetische Sensoren werden daher von den einer Vielzahl von ABS Systemen verwendet(vgl. [Rob03]).

2.4.1.2 Beschleunigungssensoren

Die Messung linearer Beschleunigungen erfolgt nach dem Prinzip der Kraftmessung. Eine federnd aufgehängte Testmasse erfährt eine Auslenkung proportional zur Beschleunigung. Die Berechnung der Beschleunigung erfolgt nach dem Newton'schen Gesetz:

$$F = m \cdot a \quad (2.1)$$

Der schematische Aufbau ist in Abbildung 2.2 gezeigt.

Traditionell existieren zwei verschiedene Arten von Beschleunigungssensoren, die sich in der Art der Masselagerung unterscheiden, der Pendel-Beschleunigungsmesser (kraftkompensierte Pendel-Beschleunigungsmesser Abbildung 2.3) und Schwingquarz-Beschleunigungsmesser (Abbildung 2.5).

Pendelbeschleunigungsmesser, wie in Abbildung 2.3 gezeigt, bestehen aus einem einseitig gelagertem Pendel. Dieses Pendel mit einer bestimmten Masse erfährt bei Beschleunigung ebenfalls eine Auslenkung. In der praktischen Ausführung wird das Pendel durch Magnetkraft in der Ausgangslage gehalten. Der erforderliche Spulenstrom des Elektromagneten zur Erzeugung der Gegenkraft ist proportional zur Beschleunigung. Ein detaillierter Aufbau eines solchen Pendelbeschleunigungsmesser ist Abbildung 2.4 zu entnehmen.

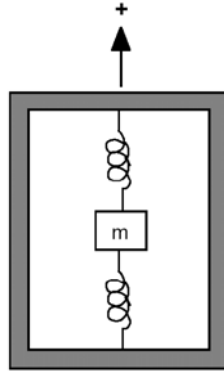


Abb. 2.2: Schematisches Modell eines Beschleunigungssensors

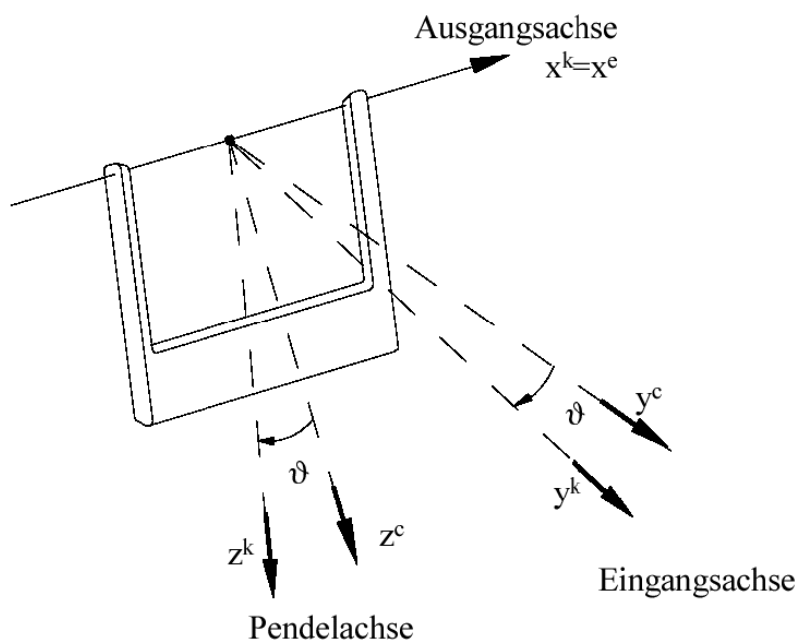


Abb. 2.3: Pendelbeschleunigungsmesser nach [Sto97]

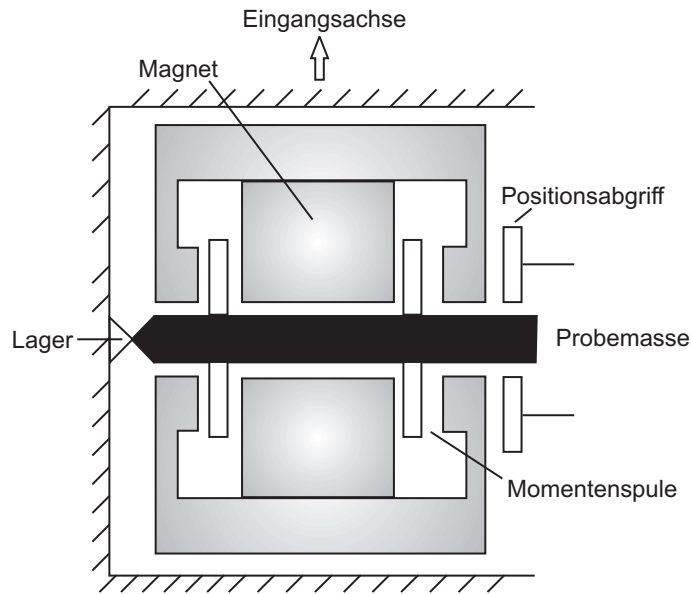


Abb. 2.4: Prinzip eines Pendel-Beschleunigungsmessers (nach [Sch97b])

Die Regelspannung U_R zur Positionsregelung der Probemasse ist proportional zur gesuchten Beschleunigung. Nach Kalibrierung und Bestimmung des Skalenfaktors q_{ac} , lässt sich das Drehmoment bestimmen zu:

$$M = q_{ac} \cdot U_R \quad (2.2)$$

Mit dem Abstand l_M der Probemasse von dem Lager folgt für das mechanische Drehmoment:

$$M = F \cdot l_M \quad (2.3)$$

Die Beschleunigung kann somit unter Beachtung der Probemasse m berechnet werden mit:

$$a = \frac{q_{ac}}{m \cdot l_M} \cdot U_R \quad (2.4)$$

Winkelbeschleunigungen werden vom Pendel-Beschleunigungsmessers mitsensiert. Zur Reduzierung dieses Fehlereinflusses werden die Pendel sehr kurz ausgeführt ([Sch97b]).

Ein Beispiel für einen vielfach eingesetzten Beschleunigungsmesser ist der Qflex Sensor der Firma Honeywell (z.B. QA2000 aus Honeywell H-764 [Hon06b] und [Hon93]).

Schwingquarz-Beschleunigungsmesser, oder auch Vibrationsbeschleunigungsmesser genannt, erreichen bisher noch nicht die Genauigkeit von Pendelbeschleunigungsmessern. Sie haben jedoch den Vorteil, dass der Einfluss von Winkelbeschleunigungen recht gering ist und sie ein digitales Ausgangssignal liefern. Die Funktionsweise beruht auf folgendem Prinzip:

Eine Saite wird mit einer Masse beschwert und in Schwingung versetzt. Die Eigenfrequenz dieses Systems ändert sich entsprechend der in Saitenrichtung wirkenden Beschleunigung, die Änderung der Eigenfrequenz ist ein Maß für die Beschleunigung. Abbildung 2.5 zeigt den schematischen Aufbau.

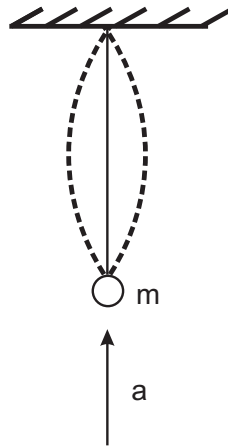


Abb. 2.5: Funktionsprinzip eines Schwingquarz-Beschleunigungsmessers

Die technische Umsetzung sieht folgendermaßen aus (Abbildung 2.6):

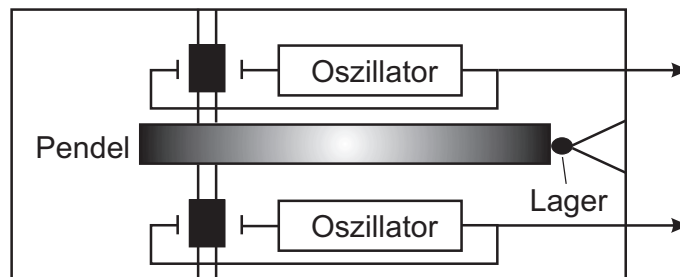


Abb. 2.6: Aufbau eines Schwingquarz-Beschleunigungsmessers nach [Sch04b]

Die Quarz-Kristalle werden mit Hilfe eines Oszillators zum Schwingen angeregt. Gemessen wird die Differenzfrequenz der resultierenden Schwingungen, welche proportional zur Beschleunigung ist (z.B. Accelerex RBA-500 [Hon06a]).

Konventionelle Beschleunigungsmesser haben aufgrund ihres vielfachen Einsatzes und langjährigen Entwicklung eine hohe Zuverlässigkeit und robustes Verhalten.

Zwar messen sie auch Störungen in einem weiten Frequenzbereich mit, durch die nachfolgende Integration des Beschleunigungssignals werden alle mittelwertfreien Störungen ausgeglichen.

Eine Schwierigkeit stellen jedoch die nicht mittelwertfreien Störungen oder Eigenfehler dar. Die zweifache Integration des Signals zur Berechnung des zurückgelegten Wegs führt dazu, dass kleine Fehler von z.B. 1mg nach 100 Sekunden einen Geschwindigkeitsfehler von $1 \frac{\text{m}}{\text{s}}$ und einen Positionsfehler von 50m bewirken.

Besonders zu berücksichtigen ist bei einer Navigationslösung in einem ebenen, erdparallelen Koordinatensystem der Einfluss der Gravitation. Hier wird zunächst angenommen, dass der Gravitationsvektor vom Beschleunigungsmesser nicht gemessen wird. Ein Winkelfehler im Nickwinkel θ oder Rollwinkel³ ϕ von $0,06^\circ$ führt zu einem Fehler von 1mg durch den Einfluss der Gravitation (s. Abb. 2.7). Will man diesen Fehler kompensieren, muss man die Lagewinkel θ und ϕ ermitteln.

Die exakte Bestimmung der Lagewinkel θ und ϕ ist sehr aufwendig, und kann im Stand durch drei Beschleunigungsmesser in allen drei Raumachsen ermittelt werden. In der Bewegung sind zusätzlich drei Drehratenmesser und eine vollständige Strap-Down Rechnung notwendig. Bei der hier gewählten Lösung wird man mit Hilfe von Schätzalgorithmen versuchen, diese Fehler auszugleichen, um die Lösung vorraussetzungsgemäß kostengünstig zu halten.

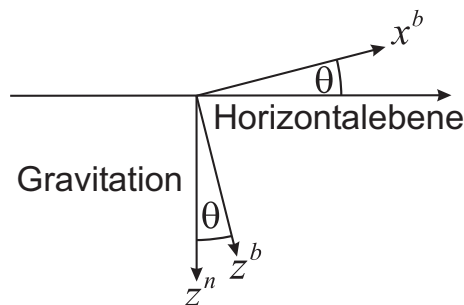


Abb. 2.7: Auswirkung eines Nickwinkelfehlers

Weitere mögliche Fehlerquellen von Beschleunigungsmessern sind: (nach [BW99]):

- Nullpunktsfehler (kalibrierbarer Bias und nicht kalibrierbarer Restfehler)
- Skalenfaktorfehler
- Fehlereinfluss durch Rotation
- Fehlereinfluss durch Vibration

³In der Fahrzeugtechnik auch als Wankwinkel bezeichnet.

2.4.1.3 Doppler-Messung

Die Geschwindigkeitsmessung kann auch per Doppler-Radar durchgeführt werden, welche den Vorteil hat, dass die Geschwindigkeitsmessung schlupffrei und unabhängig vom Raddurchmesser bzw. der Profiltiefe des Rades ist. Der Doppler-Effekt entsteht bei einer Relativbewegung zwischen einem Wellensender und einem Wellenempfänger. Bei Veränderung des Abstands zwischen dem Sender und dem Empfänger ändert sich die Frequenz des Signals. Ultraschall- oder Radarsignale werden schräg auf den Boden abgestrahlt. Anhand der Dopplerverschiebung der reflektierten Wellen kann die Geschwindigkeit und die zurückgelegte Strecke bestimmt werden. (vgl. [Kee95]). Dopplerradar-Hodometer werden hauptsächlich im Schienenverkehr als redundanter Sensor zur Geschwindigkeitsmessung eingesetzt. Bei ungünstigem Fahrbahnzustand, wie Bedeckung durch Eis, Schnee oder Laub, ist die Funktion eingeschränkt.

2.4.2 Sensoren zur Richtungsbestimmung

Zur Richtungsbestimmung können Magnetometer und Drehratensensoren, sowie das Differential-Hodometer eingesetzt werden, die im Folgenden beschrieben werden.

2.4.2.1 Magnetometer

Durch Messung des Erdmagnetfeldes wird die Nordrichtung bestimmt und anhand der momentanen Winkeldifferenz eine Kurswinkelbestimmung durchgeführt. Dieser Sensor ist frei von Driftverhalten und liefert eine absolute Richtungsangabe. Problematisch beim Magnetometer ist jedoch dass die örtliche Missweisung korrigiert werden muss und ebenso ihr zeitlicher Verlauf. Weiterhin wird die Messgenauigkeit durch jegliche Magnetfelder gestört. Das bedeutet, dass Störungen der Magnetfeldmessung durch elektromagnetische Felder, innerhalb und außerhalb des Fahrzeugs, wie z.B. Hochspannungsleitungen, große Stahlbauten, jegliche elektrische Verbraucher im Fahrzeug ausgelöst werden können (siehe auch [Aus00]). Zwar können stationäre fahrzeuginterne Störungen kompensiert werden, durch die starke Abhängigkeit von externen und variablen magnetischen Störfeldern, ist der Einsatz im Fahrzeug für präzise Anwendungen nicht geeignet.

Hinzu kommt dass die dynamischen Eigenschaften des Magnetometers durch das Auftreten von Drehfehlern für die hier anstehende Anwendung ungeeignet sind. In Luftfahrzeugen und Schiffen werden Magnetometer zwar noch verwendet, jedoch primär als Backup Geräte zur Überbrückung des Ausfalls der Präzisionsnavigation.

2.4.2.2 Drehratensensoren

Verwendet man Drehratensensoren zur Richtungsbestimmung hat man das grundsätzliche Problem dass man zunächst eine Anfangsausrichtung kennen muss. Erst danach kann die Richtungsbestimmung durch Integration der Winkelgeschwindigkeit erfolgen. Dabei wird die Drehrate vom Drehratenmesser gemessen, anschließend über der Zeit aufintegriert und zu Anfangswinkel aufaddiert und somit die neue Richtung bestimmt. Drehratenmesser können durch präventive Massnahmen unabhängig von elektromagnetischen Störfeldern gemacht werden und es lassen sich damit die Probleme die bei Magnetfeldsensoren auftreten vermeiden.

Es existieren mechanische, optische und elektronische Sensoren zur Bestimmung der Drehrate die im Weiteren vorgestellt werden.

2.4.2.2.1 Differentialhodometer

Werden zwei Weglängensensoren an gegenüberliegenden Fahrzeugseiten eingesetzt, so können der zurückgelegte Weg und die Richtungsänderung des Fahrzeugs bestimmt werden. Die unterschiedlichen Wegstrecken, die vom linken und rechten Rad bei Kurvenfahrt zurückgelegt werden beschreiben Kreisbögen, deren Krümmungsradius berechnet werden kann. Aus den Krümmungsradius und dem zurückgelegten Weg kann die Richtungsänderung bestimmt werden. Die Differentialhodometrie kann sowohl an der Vorderachse als auch an der Hinterachse eines Fahrzeugs angewendet werden. Die genaue Beschreibung des Verfahrens erfolgt in Kapitel 3.1.2

2.4.2.2.2 Mechanischer Kreisel

Mechanische Kreisel sind die ältesten eingesetzten Drehratenmesser. Sie wurden anfangs als *Kurskreisel* und als *künstlicher Horizont* im Flugzeug eingesetzt. Erst später in den fünfziger Jahren wurden die mechanischen Kreisel zur Inertialnavigation in Flugzeugen und Unterseebooten eingesetzt ([Dep06]). Das erste eingesetzte Inertialnavigationssystem wurde auf dem ersten nukleargetriebene U-Boot der Welt, der *USS Nautilus* eingesetzt. Die mechanischen Kreisel wurden über die Jahre in ihrer Funktion optimiert und zählen zu den genauesten Kreiselssystemen.

Die Abbildung 2.8 zeigt den Aufbau eines einachsigen gefesselten Kreisels (englisch: *single degree of freedom gyro* - *SDG*). Die Funktion dieses Wenderatengebers ist ebenfalls das Grundprinzip jedes mechanischen Kreisels.

Der Rotor dreht sich mit hoher Geschwindigkeit um die Drehachse. Wird ein Drehmoment auf die Eingangsachse ausgeübt, so versucht der rotierende Kreisel auszuweichen. Dies kann er aufgrund der Fesselung nur durch die Präzession um die Ausgangsachse. Das Moment in der Ausgangsachse ist bei konstanter Drehzahl um

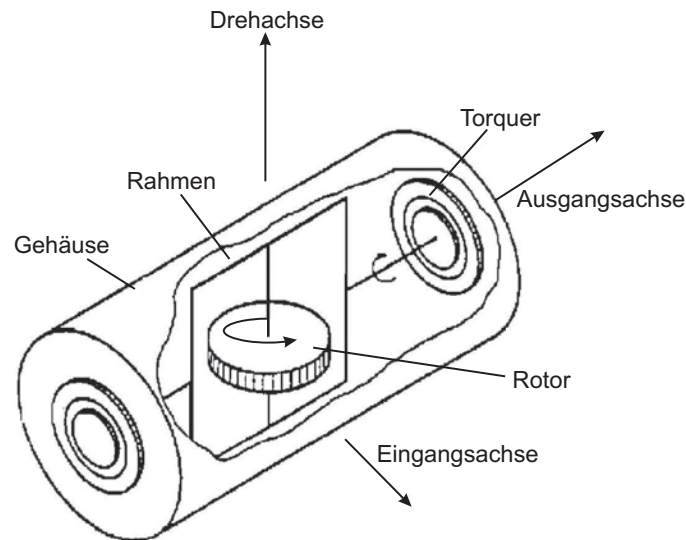


Abb. 2.8: Prinzipdarstellung eines einachsigen Wenderatengebers nach [Dep06]

die Drehachse und kleiner Auslenkung von der Ruhelage direkt proportional zur Drehgeschwindigkeit um die Eingangsachse.

Damit die Lage beibehalten wird, wird ein Gegenmoment durch eine Hebel-Feder-Anordnung oder durch einen Torque-Motor aufgebracht (siehe Abbildung 2.8). Die Lagerung der Ausgangsachse muss stabil konstruiert sein, da die Momente und Gewichtskräfte in dieser Achse wirken. Andererseits ist die Ausgangsachse die sensitive Achse, deren Lager möglichst reibungsfrei sein müssen. Diese Forderungen sind nur mit hohem konstruktivem Aufwand möglich, da andernfalls die Messgenauigkeit reduziert wird. Nach [Dep06] liegt die Genauigkeit eines STG im Bereich von 100 Grad pro Stunde.

Eine verbesserte Variante des STG ist der *Dynamically Tuned Gyro* (DTG). Der Vorteil des DTG ist die Messung in zwei Achsen mit einem System. Er umgeht die Schwäche des einachsigen Kreisels und ermöglicht eine Messung in zwei Achsen mit nur einem System. Die schematische Abbildung eines DTG ist in Abbildung 2.9 zu sehen.

Der DTG braucht für den Betrieb prinzipiell keine Lagerflüssigkeit und ist robuster gegenüber Temperaturschwankungen als der STG. Der Rotor ist durch Blattfedern zweiachsig kardanisch aufgehängt, frei beweglich und vom Antrieb entkoppelt, sofern die Auslenkungen um die zentrale Antriebsachse klein sind (siehe Abbildung 2.10). Auf den Ring wirken Trägheitsmomente durch die Rotation, die von den Blattfedern aufgenommen werden. Bei einer charakteristischen Resonanz-Drehzahl entsteht ein Gleichgewichtszustand, bei dem sich alle auf den Rotor wirkenden Mo-

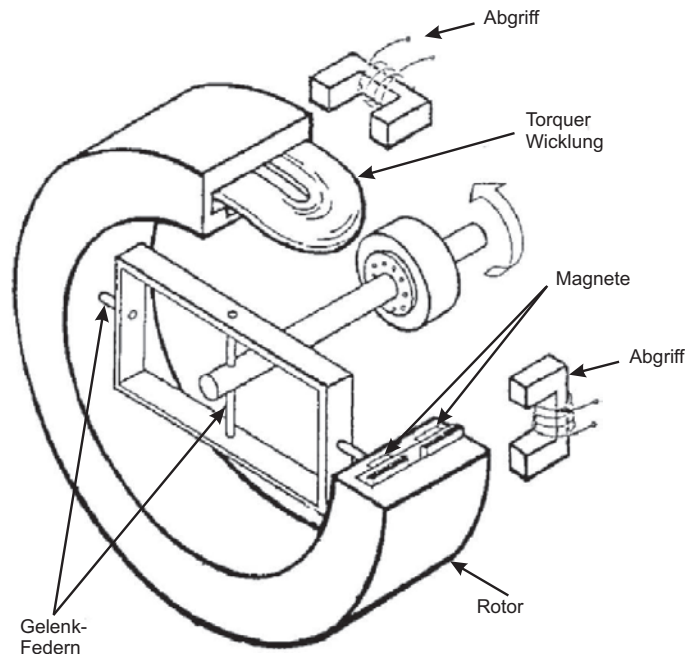


Abb. 2.9: Schematische Darstellung eines DTG (aus [Dep06])

mente aufheben, da die Trägheitsmomente vom Quadrat der Drehzahl abhängen und die Federmomente konstant sind. Der frei bewegliche Rotor widersetzt sich jeder aufgezwungenen Drehbewegung senkrecht zur Rotorachse. Die Nachführung des Rotors relativ zum Kreiselgehäuse geschieht durch den Torquer, der das Gegenmoment aufbringt. Der Torquer-Strom ist ein direktes Maß für die aufgebrachte Drehrate. Durch die Entkopplung des Rotor-Rings vom Antriebsmotor und der freien Bewegung in den Messachsen ist der DTG ein hochpräzises Kreiselssystem für hochgenaue Navigationsanlagen. Die typische Genauigkeiten bewegen sich im Bereich von 1 Grad pro Stunde (siehe [Dep06]). Die sehr geringen, nicht kalibrierbaren Restfehler ermöglichen den Einsatz in Rahmenplattformen (siehe auch [BW99]). Nachteile des DTGs sind die hohe Empfindlichkeit gegen Schock, die geringe Signalbandbreite und die Möglichkeit der Beschädigung bei Überlast bei zu hohen Drehraten (siehe auch [Gre07]).

2.4.2.2.3 Faseroptischer Kreisel

Faseroptische Kreisel (engl. *Fiber-Optic Gyro* FOG), deren Preis und Größe geringer ist als bei den mechanischen Kreiseln, eignen sich sehr gut für navigatorische Aufgaben. Die ersten optischen Systeme kamen in den sechziger und siebziger Jahren zum Einsatz, wobei die Entwicklung wesentlich langsamer ablief als bei Ringlaserkreiseln. Die Entwicklung der FOG-Technologie wurde erst durch die Erfindung der

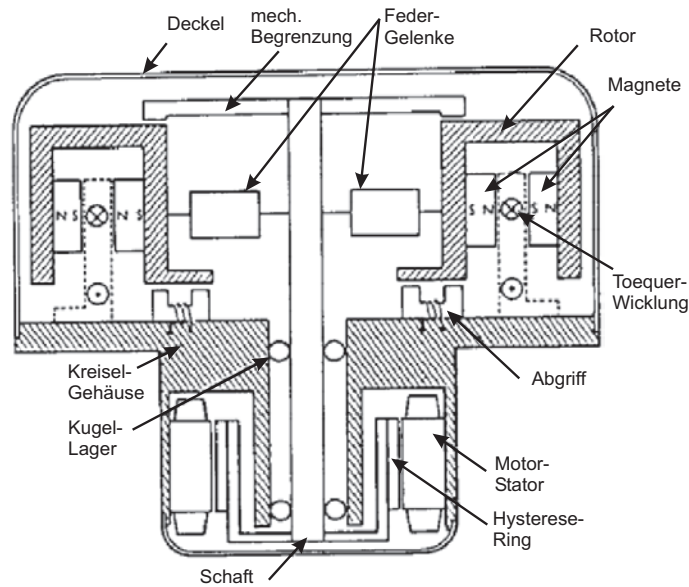


Abb. 2.10: Querschnitt durch einen DTG (aus [Dep06])

Glasfaserleitung möglich. Das Messprinzip basiert auf dem Sagnac-Effekt⁴, der in einem rotierenden Bezugssystem auftritt und zur Bestimmung der Drehbewegung genutzt werden kann (siehe auch [KF97]).

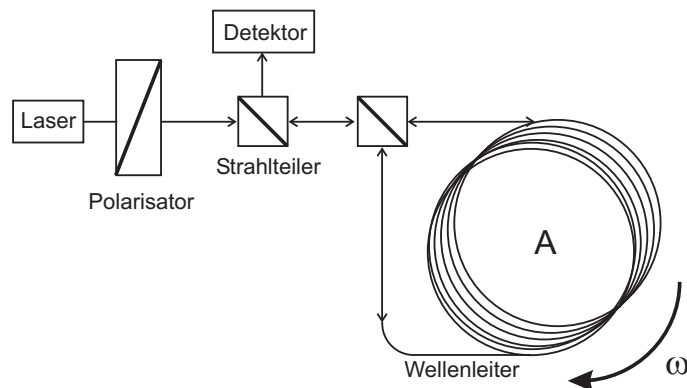


Abb. 2.11: Schematische Beschreibung des Sagnac-Effektes nach [Här91]

Linear polarisierte Laser-Licht kann sich auf einem kreisförmigen Weg durch die Glasfaserleitung, die die Fläche A umschließt, ausbreiten (siehe Abbildung 2.11). Mit einer lichtemittierenden Superluminiszenzdiode (SLD) wird ein Lichtstrahl erzeugt, der mit Hilfe eines Strahlteilers in zwei Teilstrahlen zerlegt wird. Diese Teilstrahlen

⁴Der nach ihm benannte Effekt wurde von Georges Sagnac erstmals 1913 in einem Experiment beobachtet.

durchlaufen in entgegengesetzter Richtung die Glasfaserschleife. Nach dem Durchlaufen dieser Schleife werden die Teilstrahlen am Detektor wieder zusammengeführt, sodass sie interferieren und ihre Intensität an einem Detektor ausgewertet wird. Bei einer Drehung in der Faserspulenebene mit der Drehrate ω benötigt das Licht in Drehrichtung längere Zeit für einen Durchlauf benötigen, als das Licht gegen die Drehrichtung.

Für eine Glasfaserschleife mit dem Radius R_{FOG} ergibt sich die Länge der Glasfaserschleife zu:

$$L_{FOG} = 2\pi R_{FOG} \quad (2.5)$$

Bei der konstanten Lichtgeschwindigkeit c ist der Phasenunterschied zwischen den gegenläufigen Lichtstrahlen für eine Glasfaserschleife mit n_{FOG} Windungen:

$$\Delta\Phi_{FOG} = \frac{4n_{FOG}\pi L_{FOG}R_{FOG}}{c\lambda} \cdot \omega \quad (2.6)$$

und ist ein Maß für die Winkelgeschwindigkeit (siehe auch [vH02]).

Der Gangunterschied $\Delta\Phi_{FOG}$ ist proportional zur Fläche des Glasfaserschleifen-Aufbaus, was bedeutet, dass ein größerer Strahlengang zu einer genaueren Messung führt. Als Fehlerquellen dieses Sensors sind zu nennen:

- Verformungen der Schleife durch Temperaturschwankungen
- beschleunigungsabhängige Terme durch Verformung der Schleife
- Störung der Polarisierung durch magnetische Felder

2.4.2.2.4 Ring-Laser-Kreisel

Eine weitere Steigerung in der Performanz lässt sich mit Ring-Laser-Kreisen, im Englischen *Ring-Laser-Gyro* (RLG), erreichen. Ein Leistungsvergleich zum FOG ist in [BS06] gezeigt. Beim RLG ist ebenfalls die eingeschlossene Fläche des Strahlengangs ein Maß für die Genauigkeit. Der Aufbau des RLG ist in Abbildung 2.12 gezeigt und besteht aus einem thermisch stabilen Glasblock. Dieser Glasblock ist meist aus ZeroDur^{®5}, einem thermisch stabilen Keramikmaterial mit extrem kleinem Temperaturkoeffizienten. Der Innenraum ist mit einer Helium-Neon Gasmischung gefüllt und es sind drei oder mehr Spiegel so angeordnet, dass ein ringförmiger, optischer Resonator gebildet wird. Eine symmetrisch brennende Gasentladung zwischen zwei Anoden und einer Kathode erzeugt zwei gegensinnig umlaufende Laserstrahlen.

⁵ZeroDur[®] ist ein glaskeramischer Werkstoff der Schott AG, der durch kontrollierte Volumenkristallisation hergestellt wird. Besser bekannt sind die Ceran[®] Kochfelder, die aus Zerodur hergestellt werden.

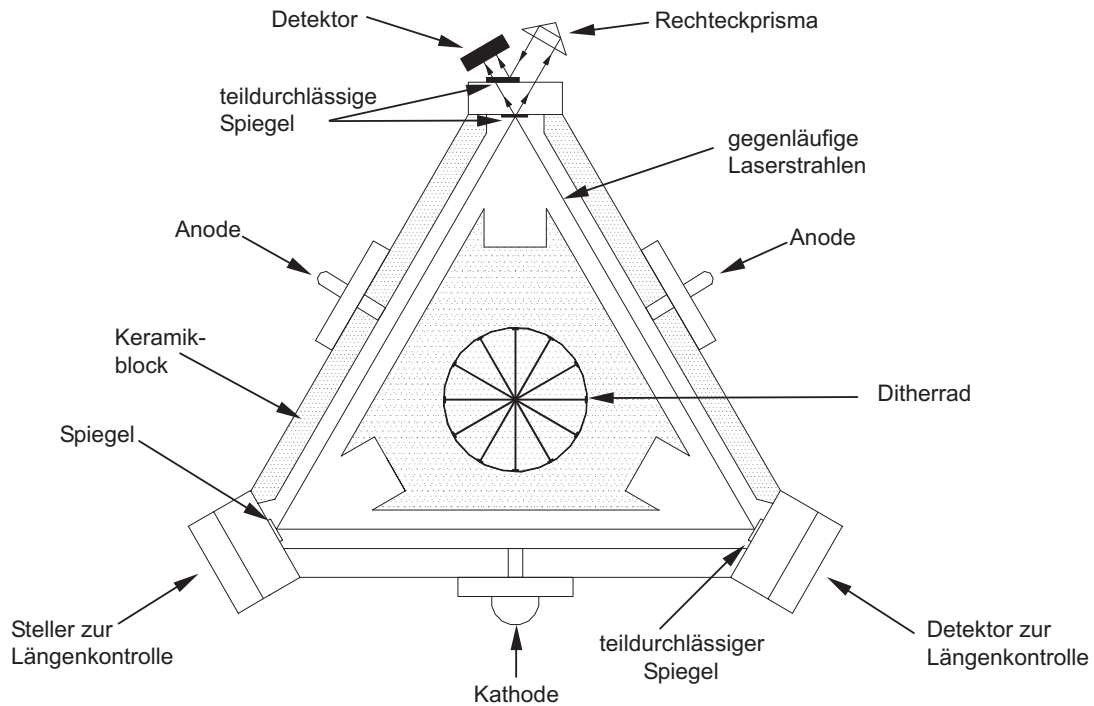


Abb. 2.12: Aufbau eines Ringlaserkreisels nach [TW97]

Diese zwei umlaufenden Laserstrahlen erfahren nach dem Sagnac-Effekt eine Frequenzverschiebung bei einer Drehung (siehe auch [BW99]).

Somit kann die Frequenzverschiebung Δf mit der Resonatorfläche A , der Resonatorlänge P , der Wellenlänge λ und der Drehrate ω bestimmt werden mit

$$\Delta f = \frac{4A}{P\lambda} \cdot \omega \quad (2.7)$$

Die beiden Laserstrahlen werden an einem der Spiegel ausgekoppelt und mit einem Prisma zur Interferenz gebracht. Die Breite der entstehenden Interferenzstreifen bestimmen den Skalenfaktor und somit die Quantisierung des Sensors. Diese Streifen wandern bei Drehung durch die Frequenzverschiebung. Die Interferenzmuster werden von Photodioden detektiert und es werden Impulse erzeugt die jeweils einem Winkelquant entsprechen. Die ausgegebenen Impulse werden aufintegriert und es steht somit ein digitales Ausgangssignal direkt zur Verfügung. Bei einem RLG werden daher Winkeldifferenzen ausgegeben und nicht die Winkelgeschwindigkeit.

Die Grösse eines Winkelquants berechnet sich aus

$$\Delta\Phi = \omega \cdot \Delta t = \frac{P\lambda}{4A} \quad (2.8)$$

Die Genauigkeit (d.h. die Auflösung) eines RLG hängt von seiner Resonatorlänge, von der Laserwellenlänge und von der durch den Resonator eingeschlossenen Fläche ab. Durch die Abhängigkeit der Auflösung von der Resonatorfläche bedeutet dies, dass größere RLG genauer sind. Nach [SSW06] und [Döh06] existieren RLGs mit einem Durchmesser von 4,25 Meter zur exakten Bestimmung der Erdrotation. Ein weiterer Vorteil des RLG ist seine nur sehr geringe Beschleunigungsabhängigkeit.

RLG müssen zur Überwindung der für sie charakteristischen Nullpunkt-Unempfindlichkeit (des so genannten *Lock-In-Effekts*) mechanisch gedithert (dither = zittern) werden. Kleine Winkelvibrationen mit hoher Frequenz und kleiner Amplitude, angewendet auf den Hohlraumresonator durch Verstellen der Spiegel, vermeiden dass bei kleinen Drehraten der Sensor in seiner Lock-In Region Pulse verliert. Es werden weniger Pulse verloren, dadurch wird eine erhöhte Genauigkeit erreicht (siehe auch [TW97]).

2.4.2.2.5 Piezoelektrischer Kreisel

Eine kostengünstige Alternative zu den oben genannten Kreiseln stellt der piezoelektrische Vibrationskreisler dar. Diese Drehratensensoren nutzen die Eigenschaften eines piezoelektrischen Kristalls auf Siliziumbasis und haben keine rotierenden und beweglichen Komponenten.

Es existieren verschiedene Arten von Vibrationskreislern, die nach der Form ihrer piezoelektrischen Elemente eingeteilt werden (Zylinder/Weinglas, Scheiben, Rechteck, Dreieck, Stimmgabel und Schwingdraht).

Das Prinzip des Vibrationskreislens beruht auf dem Coriolis-Effekt. Wird ein Beschleunigungsmesser mit der Masse m und der Geschwindigkeit v senkrecht zu seiner Messachse y (in x -Richtung) bewegt, so misst er eine Beschleunigung sofern er eine Drehrate (ω_z) um die zu Bewegungsachse (x) und Messachse y orthogonale dritte Raumachse erfährt (siehe Abbildung 2.13)

Die Coriolis-Kraft berechnet sich zu

$$\vec{F}_c = 2m \cdot (\vec{v} \times \vec{\omega}) \quad (2.9)$$

Die Geschwindigkeit wird üblicherweise in Form einer harmonischen Schwingung mit einem Piezoschwinger oder durch kapazitiven Antrieb erzeugt. Die Ausgangsschwingung in Richtung der y -Achse liefert durch Verstärkung und Demodulierung ein zur Drehrate proportionales Spannungssignal.

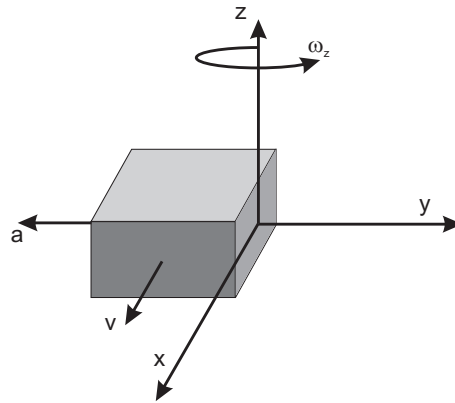


Abb. 2.13: Funktionsprinzip des Vibrationskreisels

Der Vibrationskreisel wird heute vielfach in low-cost-Anwendungen eingesetzt. Messfehler können entstehen durch:

- translatorische Beschleunigung
- Vibration
- Temperaturänderung

2.4.2.2.6 Mikroelektromechanische Kreisel

Mikroelektromechanische Systeme, im Englischen Micro Electro Mechanical System (MEMS) genannt, verbinden Halbleitertechnik mit Mikromechanik. Die ersten MEMS wurden in den achtziger Jahren entwickelt, als die Feinwerktechnik und die Feinmechanik nahezu ausgereizt waren. MEMS werden meistens aus polykristallinem Silizium (Polysilizium) gefertigt. Die Größe der mechanischen Elemente bewegt sich im Mikrometer-Bereich.

Im MEMS-Kreisel werden kleinste Strukturen, z.B. Kamm oder Stimmgabel-förmig in einem Chip aufgebaut, die durch elektrostatische Kräfte gesteuert werden können (siehe auch [Sys06]). Das sensierende Element ist eine oszillierende Polysilizium-Masse im Vakuum auf einer Halbleiterebene. Abbildung 2.14 zeigt eine Mikroskopaufnahme einer solchen mikromechanischen Struktur nach dem Stimmgabelprinzip, die symmetrisch aufgebaut ist.

Das physikalische Prinzip der Drehratenmessung basiert ebenfalls auf dem Coriolis-Effekt, wie es bereits in Kapitel 2.4.2.2.5 beschrieben wurde. Der Signalausgang ist vollständig analog und proportional zur Drehgeschwindigkeit.

Abbildung 2.15 zeigt einen vereinfachten schematischen Aufbau eines MEMS-Kreisels nach [BS07] an dem sich die Funktionsweise sehr einfach beschreiben lässt.

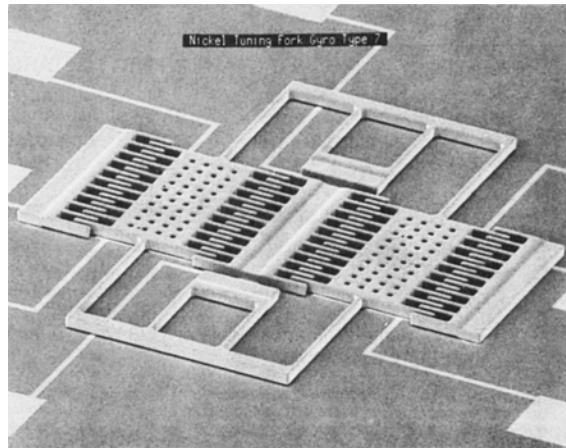
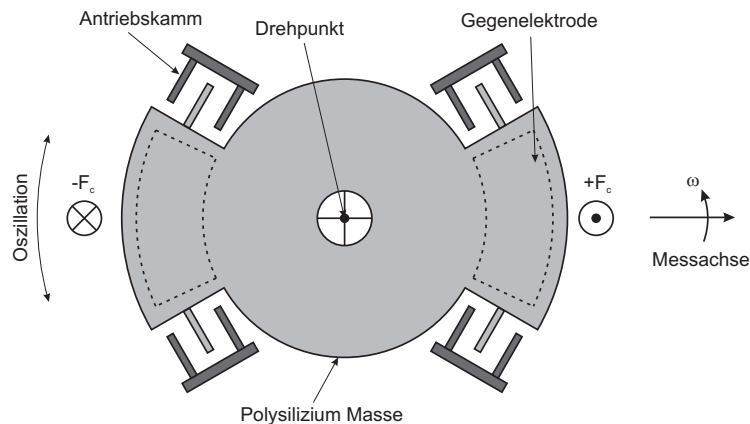
Abb. 2.14: Mikroskopaufnahme eines MEMS-Kreisels nach [BCK⁺93]

Abb. 2.15: Funktionsprinzip eines MEMS-Kreisels nach [BS07]

Die Masse hat meist einen symmetrischen Aufbau mit einer Federung im Drehpunkt. Durch die Anwendung einer elektromechanischen Kraft auf die Kammstruktur wird die Masse zu einer rotierenden Oszillation um den Drehpunkt, im Mittelpunkt der Masse, angeregt. Die Oszillation wird durch eine elektronischen Regelschleife stabilisiert. Durch Aufbringen einer Drehrate ω um die Messachse entsteht eine Coriolis-Kraft F_c , die mit den Gegenelektroden kapazitiv gemessen wird.

Derzeit ist eine rasante Entwicklung dieser Sensoren festzustellen, da sie sich durch ihre Robustheit, die geringen Abmessungen und den geringen Preis bei steigender Performanz auszeichnen. Heutzutage werden MEMS Sensoren in sehr vielen Bereichen eingesetzt, z.B. ESP, Mobiltelefone, Festplatten, Spielkonsolen, Druckern und selbst in Herzschrittmachern sind diese Sensoren vorzufinden.

Folgende Fehlerquellen beeinflussen die Performanz des MEMS Sensors:

- Temperaturänderung
- translatorische Beschleunigung
- Abhängigkeit vom Schwerevektor
- Vibration

2.4.3 Systeme zur Positionsbestimmung

2.4.3.1 Satellitenverfahren

In der heutigen Zeit werden zur absoluten Positionierung verstärkt Satellitennavigationssysteme eingesetzt. Das bekannteste und am häufigsten verwendete System ist das Global Positioning System (GPS). Durch die nahezu flächendeckende Verfügbarkeit hat es sich zum Standard in diesem Bereich durchgesetzt. Weiterhin existiert noch das russische System GLONASS und das sich noch im Aufbau befindende europäische Galileo.

2.4.3.1.1 Global Positioning System (GPS)

Das Global Positioning System (GPS) wurde vom amerikanischen Verteidigungsministerium zu militärischen Zwecken errichtet und steht auch dem zivilen Nutzer zur Verfügung.

Das GPS besteht aus 24 Satelliten. Die Satelliten befinden sich im „medium earth orbit“ (MEO) in 20 183 km Höhe und umkreisen die Erde in 11 Stunden und 58 Minuten. Je vier Satelliten teilen sich eine von sechs Umlaufbahnen, die in Winkelinkrementen von jeweils 60° zueinander verlaufen. Gegenüber der Äquatorialfläche sind die Umlaufbahnen um 55° geneigt (siehe Abbildung 2.16). Diese Konstellation garantiert einen weltweiten Empfang von mindestens vier Satelliten mit einer Mindesthöhe von 5° über dem Horizont zu jedem beliebigen Zeitpunkt (siehe [Ste01]).

Das GPS sieht zwei Betriebsarten vor, den PPS (Precise Positioning Service) und den SPS (Standard Positioning Service). Jeder Satellit sendet Signale auf zwei Trägerfrequenzen von 1575,42 MHz (L1) und 1227,60 MHz (L2). Auf der L1 Frequenz werden der C/A-Code (Coarse Acquisition) und der P-Code (Precise) gesendet, auf der L2 Frequenz nur der P-Code.

Beide Frequenzen werden mit einem satellitenspezifischen Pseudozufallscode (Pseudo-Random-Noise PRN) moduliert, auf den die Nutzinformationen wie Satellitenposition und Zeitreferenz aufmoduliert sind.

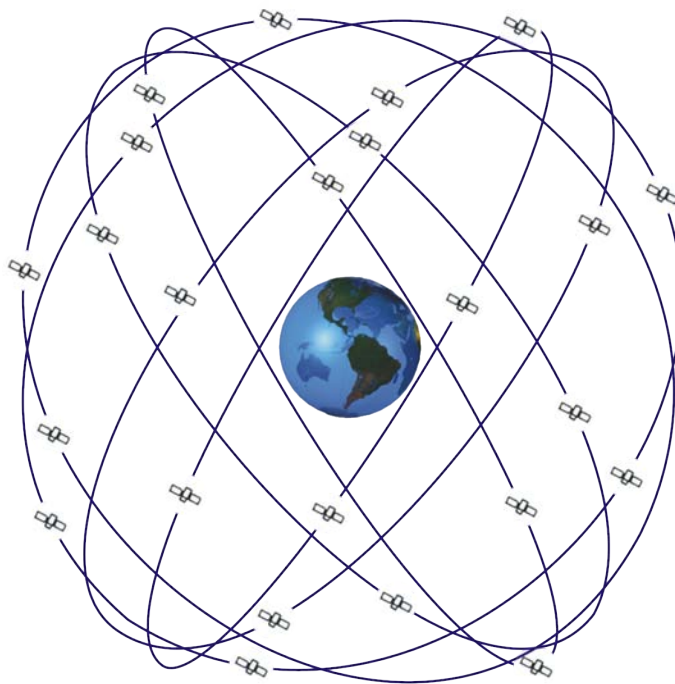


Abb. 2.16: GPS Umlaufbahnen

Zur Positionsbestimmung wird in zivilen GPS-Empfängern nur der C/A-Code herangezogen, da der P-Code in der Regel verschlüsselt wird und so nur Benutzer mit passendem kryptographischen Schlüssel zugänglich gemacht wird. Die Vergabe dieser Schlüssel wird vom U.S.-Verteidigungsministerium verwaltet und schließt in der Regel nichtmilitärische Nutzer aus.

Das Prinzip der Satellitennavigation basiert auf der Laufzeitmessung von Signalen, die von den Satelliten ausgesendet werden. Unter der vereinfachten Annahme, dass sich die Signale mit der Lichtgeschwindigkeit ausbreiten, ist die Entfernung zu dem Ursprung des ausgesendeten Signals mit der Laufzeit t_l

$$s = ct_l. \quad (2.10)$$

Die Distanz zu dem Satelliten kann auch als Positionsdivergenz zwischen der Satellitenposition P_S und der Position des Empfängers P_n in ECEF-Koordinaten geschrieben werden.

$$s = ct_l = \sqrt{(P_{s,x}^{ECEF} - P_{n,x}^{ECEF})^2 + (P_{s,y}^{ECEF} - P_{n,y}^{ECEF})^2 + (P_{s,z}^{ECEF} - P_{n,z}^{ECEF})^2} \quad (2.11)$$

Die Position des Satelliten wird vom Satelliten selbst übertragen. Wenn für den

Empfänger eine hochgenaue Zeitreferenz angenommen wird, besitzt die obige Gleichung drei Unbekannte, die Komponenten des Positionsvektors P_n des Empfängers. Damit könnte die Position des Empfängers unter Zuhilfenahme von drei Satelliten berechnet werden⁶. In der Regel ist die im Empfänger verwendete Zeitreferenz allerdings viel zu ungenau. Es wird die Messung eines vierten Satelliten benötigt, um den Zeitfehler der Empfängeruhr zu korrigieren.

In der Praxis erfolgt die Positionsbestimmung durch die Messung von „Pseudoentfernungen“ (Pseudoranges). Die Pseudoentfernungen enthalten ein Fehlermodell, welches benutzt wird, um die Fehler der Laufzeitmessung, wie atmosphärische Verzögerungen, Bahnschwankungen der Umlaufbahn, Zeitfehler des Satelliten und des Empfängers, und Signalreflektionen (Multipatheffekte) zu kompensieren. Der größte Posten im Fehlerbudget war bis zum 1. Mai 2000 die „Selective Availability“ (SA). Sie wurde benutzt, um durch einen künstlich erzeugten Fehler der Satellitenzeitreferenz die erreichbare Positionsgenauigkeit für die nichtmilitärischen Nutzer der SPS Betriebsart zu verringern. Momentan ist die SA allerdings bis auf weiteres deaktiviert und wird hier nur der Vollständigkeit halber erwähnt.

Die atmosphärische Verzögerung setzt sich aus einem ionosphärischen und einem troposphärischen Anteil zusammen. In der Ionosphäre wird die Signalausbreitung von freien Ionen behindert. Das Maß der Verzögerung ist vom lokalen Magnetfeld der Erde sowie der Aktivität des Sonnenwindes abhängig.

Die troposphärische Verzögerung wird durch die Streuung des Signals an in der Luft enthaltenen Wasseratomen verursacht. Die Streuung ist abhängig vom Dampfdruck und der Temperatur.

Für beide atmosphärischen Fehler bestehen Fehlermodelle und können so zum Teil kompensiert werden. Die Korrektur der ionosphärischen Verzögerung kann von PPS Nutzern auch sehr genau bestimmt werden, da das Maß der Streuung vom Quadrat der Frequenz des Signals abhängig ist. Durch die Auswertung des P-Codes sowohl auf der L1-Frequenz als auch auf der L2-Frequenz kann die Phasenverschiebung beider Signale bestimmt werden und so der Einfluss der Ionosphäre auf die Signallaufzeit berechnet und korrigiert werden.

Für nichtautorisierte Nutzer des SPS besteht diese Möglichkeit nicht, da der unverschlüsselte C/A-Code auf der L2-Frequenz nicht gesendet wird.

Aufgrund von lokalen Schwankungen im Gravitationsfeld der Erde, Gezeitenkräfte und dem Sonnenwind ändert sich die Umlaufbahn des Satelliten geringfügig. Bleibende Fehler der Umlaufbahn können von der Bodenstation korrigiert werden. Kurzfristige Schwankungen und damit die fehlerhafte Angabe der aktuellen Satellitenposition resultieren in einer fehlerhaften Positionsbestimmung im Empfänger.

⁶Genau genommen ergeben sich bei der Positionsbestimmung anhand von drei Satelliten zwei Lösungen. Die zweite Lösung liegt jedoch in der Regel weit von der Erde entfernt im Weltraum und kann verworfen werden.

An Bord jedes GPS-Satelliten befinden sich zwei Atomuhren mit einer Zeitstabilität von mindestens 10^{-13} . Die Drift beträgt demnach etwa 10^{-8} Sekunden pro Tag und kann durch Vergleichsmessungen von der Bodenstation korrigiert werden.

Die Zeitmessung der Empfänger basiert in der Regel auf temperatur- und spannungskompensierten Zeitreferenzen mit sehr viel geringerer Genauigkeit. Wenn vier Satellitensignale zur Verfügung stehen, ist die absolute Genauigkeit der Empfängerzeitreferenz unbedeutend, da nur die Zeitdifferenzen zwischen dem Eintreffen der Satellitensignale gemessen werden müssen. Die Zeitdifferenzen müssen aufgrund der hohen Ausbreitungsgeschwindigkeit der Signale jedoch hochgenau gemessen werden. Demnach muss eine möglichst hohe Frequenzstabilität der Zeitreferenz erreicht werden. Die Frequenzdrift kann mit einem Fehlermodell nach [KF97] stabilisiert werden.

Eine weitere Fehlerquelle ist der Multipatheffekt. Er tritt auf, wenn das Satellitensignal nicht auf dem direkten Weg die Antenne des GPS-Empfängers erreicht hat, sondern durch Reflektionen an Gebäuden, dem Boden oder anderer Hindernisse umgelenkt wurde. Der Fehler durch Bodenreflexionen kann durch eine angepasste Antennenkonfiguration vermieden werden, indem unterhalb der Antenne eine Abschirmung installiert wird. Die Reflexionen resultieren in einer längeren Signallaufzeit und die reflektierten Signale treffen verzögert bei dem Empfänger ein. Da das auf direktem Wege eingetroffene Signal immer früher als die Reflexionen eintrifft, kann durch entsprechenden Aufwand bei der Signalverarbeitung der Fehler durch den Multipatheffekt verringert werden. Problematisch ist allerdings der Fall, wenn die direkte Sicht zum Satelliten durch Hindernisse verstellt ist und die Reflexion dieses Signals als gültiges Signal missinterpretiert wird.

Zusätzlich zu den fehlerbehafteten Messungen und Berechnungen ist die Satellitenkonstellation relativ zum Beobachter ausschlaggebend für die Güte der Positionsbestimmung. Dieser geometrische Einflussfaktor lässt sich anhand folgender Abbildungen erklären.

Der Einfachheit halber werden nur zwei Satelliten betrachtet. Der höher gelegene Schnittpunkt entspricht der erdfernen Lösung und wird nicht weiter betrachtet. Die schwarzen Linien in der Abbildung entsprechen den durch die Laufzeitmessungen berechneten Entfernungen zu den Satelliten, die hellblauen Kreisringe stellen die Fehlerabschätzungen der berechneten Entfernungen dar.

Die vom Empfänger bestimmte Position liegt innerhalb der dunklen Fläche, die der Schnittfläche der Kreisringe entspricht. Die Größe dieser Fläche entspricht dem zu erwartenden Fehler der Positionsbestimmung. In Abbildung 2.17 ist der Winkel zwischen den beiden Satelliten und dem Beobachter groß, die Schnittfläche ist klein. Daraus folgt, dass die zu erwartende Positionsgenauigkeit hoch ist.

In Abbildung 2.18 ist der Winkel zwischen den beiden Satelliten und dem Beobachter klein, die dunkle Schnittfläche ist im Vergleich zu Abbildung 2.17 angewachsen. Der zu erwartende Fehler der Positionslösung ist größer geworden.

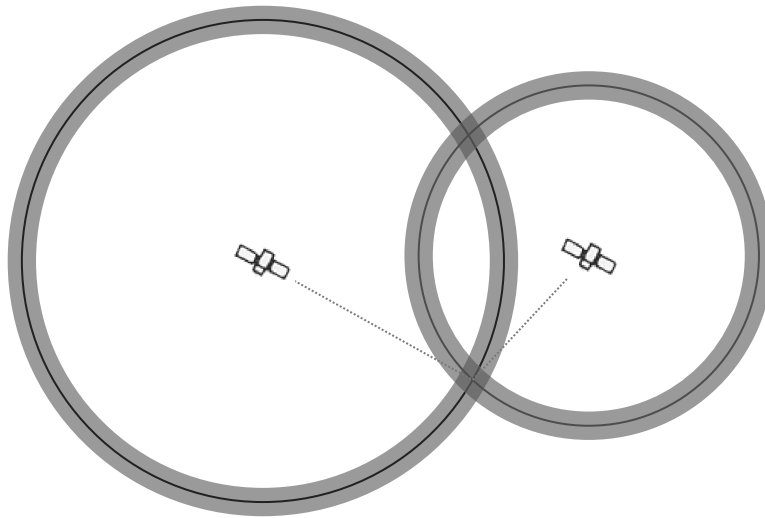


Abb. 2.17: Günstige Satellitenkonstellation

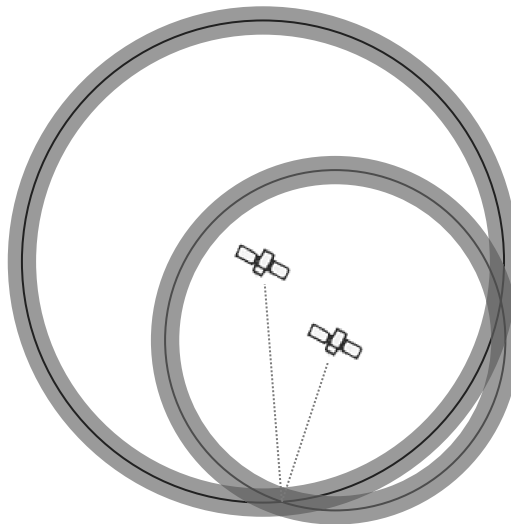


Abb. 2.18: Ungünstige Satellitenkonstellation

Im Idealfall sind die Satelliten so positioniert, dass die Sichtlinien zu den Satelliten im Verhältnis zur Beobachterposition rechte Winkel bilden.

Der Einfluss der Satellitenkonstellation auf die Genauigkeit der vertikalen Komponente der Positionslösung ist noch gravierender. Der vertikale Fehler der Positionslösung entspricht in der Regel dem Zwei- bis Fünffachen des Fehlers der horizontalen Komponente.

Der größere Fehler entsteht durch die ungünstige Stellung der Satelliten, um die

vertikale Komponente zu berechnen. Idealerweise müssten Daten von Satelliten in die Lösung eingehen, die sich unterhalb des Horizontes befinden. Die Erde selbst verhindert so eine genaue Bestimmung.

Eine Ausnahme bildet eine Satellitenkonstellation, bei der mindestens ein Satellit direkt über dem Beobachter steht. Dies ist jedoch in der Regel nicht gegeben. Es lässt sich schließen, dass die vertikale Genauigkeit bei geringerer Anzahl von hoch über dem Horizont stehenden Satelliten sinkt.

Als Maß für die Güte der geometrischen Konstellation werden in der Praxis verschiedene DOP-Werte (Dilution Of Precision) herangezogen. Die dimensionslosen DOP-Werte können aus der Spur der Residuen der Berechnung der Pseudoentfernungen berechnet werden.

Je nach den in die Berechnung eingehenden Residuen wird zwischen verschiedenen DOP-Werten unterschieden.

- GDOP (Geometric Dilution Of Precision)
- PDOP (Positional Dilution Of Precision)
- HDOP (Horizontal Dilution Of Precision)
- VDOP (Vertical Dilution Of Precision)
- TDOP (Time Dilution Of Precision)

Der GDOP ist ein Maß für die Güte der 3D-Positionsbestimmung und der Zeit. Der PDOP ist zeitunabhängig und beschreibt die Güte der 3D-Positionsbestimmung. Die Genauigkeit der horizontalen (2D) und der vertikalen (1D) Positionsbestimmung wird durch den HDOP bzw. VDOP beschrieben. Der TDOP bewertet die Güte der Zeitbestimmung. Anhand der DOP-Werte kann eine Fehlerabschätzung erfolgen, indem der theoretisch erreichbare, minimale Fehler mit dem entsprechenden DOP-Wert multipliziert wird.

2.4.3.1.2 GLONASS

Für das russische Satellitennavigationssystem GLONASS wurde im Jahre 1982 die ersten drei Satelliten in die Umlaufbahn gebracht. Es wurden bis zum Jahr 1996 eine Konstellation von 24 Satelliten erreicht, wobei die Zahl in den darauf folgenden Jahren bis auf 7 abgenommen hat, da die Uragan-Satelliten nur einen sehr kurze Lebensdauer von drei Jahren hatten. Die 24 Satelliten (21 Standard + 3 Reservesatelliten) sollten in drei Bahnebenen mit $64,8^\circ$ Neigung gegenüber dem Äquator in einer Höhe von 19 100 km um die Erde kreisen. Die Umlaufzeit sollte 11:15 Stunden betragen, was einem 8/17 Sterntag entspricht. Das GLONASS Satelliten senden mit gleichem PRN-Code auf verschiedenen Frequenzen im Frequenzband von 1600 bis 1615 MHz. Zur Positionsbestimmung, sind analog zum GPS, drei bzw.

vier Satelliten notwendig. In [See93] ist ein direkter Vergleich zwischen GLONASS und GPS dargestellt.

Bis Ende 2009 soll das System eine weltweite Abdeckung erreichen und wieder 24 Satelliten umfassen. Nach Angaben des russischen Verteidigungsministeriums soll dann auch die kommerzielle Nutzung des Systems möglich sein.

Die GLONASS Satelliten sollen nach einem Übereinkommen der ESA (European Space Agency) Leitung und Roskosmos (russische Raumfahrtbehörde) zu Hardwaretests für Galileo eingesetzt werden. Eine Arbeitsgruppe der USA und der russischen Förderung arbeitet derzeit an der Kompatibilität und Interoperabilität von GPS und GLONASS vgl. [IW06].

2.4.3.1.3 Galileo

Galileo ist das erste für rein zivile Zwecke entwickelte Satellitennavigationssystem. Galileo ist ein weiteres Satellitennavigationssystem, neben GPS und GLONASS. Es soll als effizienteres und noch zuverlässigeres System zur Verfügung stehen und eine Unabhängigkeit vom militärisch betriebenen, US-amerikanischen System GPS schaffen. Die Staaten der europäischen Gemeinschaft haben 1999 beschlossen, Galileo zu entwickeln. Es soll als eine öffentliche Dienstleistung eine Garantie für Dienstkontinuität bieten (vgl. [EK002]) und von einer zivilen europäischen Institution kontrolliert werden.

Das Galileo System soll 30 Satelliten (27 + 3 Ersatzsatelliten) betreiben, die in einer Höhe von etwa 23 616 km auf drei Bahnebenen mit einer Inklination von 56° in einer Walker-Konstellation⁷ (27/3) um die Erde umkreisen. Es sind neun Satelliten pro Bahnebene vorgesehen mit jeweils einem Reservesatellit. Die Satelliten haben einen Abstand von 40° mit einer Abweichung von maximal 2° und benötigen etwa 14 Stunden für eine Erdumrundung.

Galileo benutzt das L1 Frequenzband bei 1575,42 MHz gemeinsam mit GPS sowie das L5 Band bei 1176 MHz und das Band E6 bei 1278,75 MHz.

Es existieren mehrere Galileo Dienste für verschiedene Anwendungen, bzw. Anforderungen (vgl. [Div05] und [Sch04a]). Die Dienste werden auf verschiedenen Frequenzbändern betrieben. Tabelle 2.4 zeigt eine genaue Übersicht der verschiedenen Dienste und die Frequenzbänder.

Der offene Dienst ist frei und kostenlos empfangbar. Er steht somit als direkter Konkurrent oder als Ergänzung zum GPS-System zur Verfügung. Zeit- und Positionsbestimmung ist möglich und die Genauigkeit und Verfügbarkeit soll GPS überlegen sein. Es stehen wie beim GPS zwei Sendefrequenzen zur Verfügung. Durch die

⁷Walker-Konstellation benannt nach J.G. Walker, der die Anordnung 1984 im *Journal of the British Interplanetary Society* beschrieb

| Bezeichnung | Abk. | Frequenzband [MHz] |
|------------------------------|------|------------------------------------|
| offene Dienst | OS | 1164-1214 und 1563-1591 |
| sicherheitskritische Dienst | SoL | 1164-1214 und 1563-1591 |
| kommerzielle Dienst | CS | 1164-1214, 1260-1300 und 1563-1591 |
| öffentlich regulierte Dienst | PRS | 1260-1300 und 1563-1591 |
| Such- und Rettungsdienst | SAR | 406 und 1544 |

Tabelle 2.4: Galileo Dienste

höhere Anzahl an Satelliten soll die Abdeckung vor allem in Stadtgebieten verbessert werden. Eine Kombination der Systeme Galileo und GPS soll darüber hinaus eine weitere Verbesserung geben, da jederzeit bis zu 15 Satelliten empfangen werden können.

Der sicherheitskritische Dienst weist die gleiche Genauigkeit bei Zeit- und Positionsbestimmung wie der offene Dienst auf. Der wesentliche Unterschied ist die weltweit hohe Integrität für sicherheitskritische Anwendungen wie z.B. dem Seeverkehr, Luftverkehr und Schienenverkehr, bei denen eine garantierte Genauigkeit sehr wichtig ist. Der Dienst soll auch Warnungen ausgeben sofern das System nicht mehr zur Verfügung steht aufgrund ausgefallener Satelliten oder Fehlern in der Positionsbestimmung. Für diesen Dienst sind Garantien für die ständige Verfügbarkeit geplant.

Der kommerzielle Dienst ist kostenpflichtig und soll verschlüsselt zwei weitere Signale zur Verfügung stellen. Durch eine höhere Datenübertragungsrate sollen z.B. Korrektursignale zur Verbesserung der Positionsgenauigkeit übertragen werden können. Der Dienst ist für sicherheitskritische Anwendungen ausgelegt und es sollen Garantien zur ständigen Verfügbarkeit des Dienstes gegeben werden.

Der öffentlich regulierte Dienst steht ausschließlich hoheitlichen Diensten zur Verfügung, z.B. Polizei, Zoll und Militär. Das Signal ist ebenfalls verschlüsselt und soll gegen Störsender und elektronische Täuschung gesichert sein. Es soll ebenfalls eine hohe Genauigkeit und Zuverlässigkeit bieten.

Der Such- und Rettungsdienst arbeitet mit COSPAS-SARSAT zusammen und soll einen schnellen (nahezu Echtzeit) und weltweiten Empfang von Notrufen auf der ganzen Erde ermöglichen. Es soll auch ein Rückkanal vom SAR-Betreiber zur Notfunkbake möglich sein.

Nach Planungen der EU-Staats- und Regierungschefs soll Galileo bis 2013 betriebsbereit sein, bis dahin steht als Testumgebung für Galileo-Empfänger eine Versuchsumgebung im Raum Berchtesgaden zur Verfügung. Gate (Galileo Test- und Entwicklungsumgebung) betreibt sechs terrestrische Funkanlagen (Pseudoliten), die Galileo Satelliten simulieren sollen um Empfangsgeräte auf ihre Funktion testen zu können.

2.4.3.1.4 LORAN-C

Es ist die Frage gestellt worden, inwieweit Funkortungsverfahren für diese Aufgabenstellung zur Anwendung kommen könnten. Als Beispiel hierfür wird LORAN-C kurz beschrieben, wenngleich Untersuchungen an denen auch das Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik beteiligt war ergaben, dass dieses System für eine Flughafennavigation weltweit nicht in Frage kommen wird.

LORAN-C (Long Range Navigation) ist ein Hyperbelnavigationverfahren. Bei diesem Verfahren wird die Laufzeitdifferenz von Impulsen gemessen, die von zwei Bodenstationen gesendet werden. Die Bodenstationen bestehen aus einer Hauptstation und einer Nebenstation mit dem Abstand L_3 , die Stationspaar genannt werden.

Die Hauptstation sendet Impulse zum einen direkt zum Nutzer, zum anderen zur Nebenstation. Die Nebenstation empfängt die Impulse und sendet sie nach einer definierten Verzögerungszeit t_z erneut aus. Abbildung 2.19 zeigt die Anordnung des Stationspaares und des Nutzers mit den entsprechenden Abständen L_1 und L_2 zueinander.

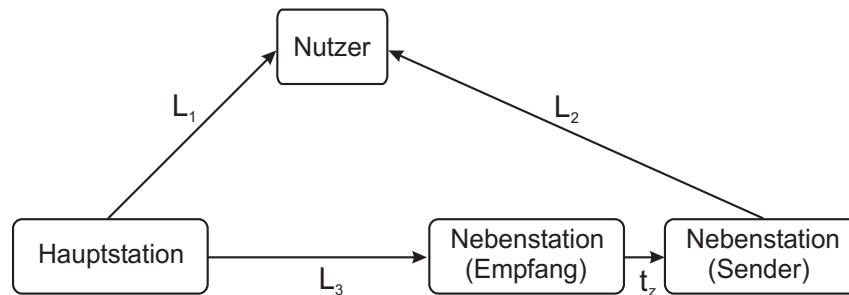


Abb. 2.19: Prinzipskizze eines Hyperbelnavigationssystems

Die Vielzahl der möglichen Laufzeitdifferenzen, die im Empfänger des Nutzers ermittelt werden, ergeben eine Hyperbelschar. Die Ermittlung der Laufzeitdifferenz erfolgt nach der folgenden Gleichung:

$$\Delta t = t_2 - t_1 = \left(\frac{L_3}{c} + t_z + \frac{L_2}{c} \right) - \frac{L_1}{c} \quad (2.12)$$

Die Standortbestimmung erfolgt anhand der Bestimmung von zwei Hyperbeln, d.h. es besteht die Forderung dass zwei Stationspaare zur Verfügung stehen. Der Schnittpunkt der zwei Hyperbeln ergibt den gesuchten Breiten- und Längengrades des Nutzers (siehe Abbildung 2.20).

Die Bodenstationen senden die Impulse auf der 100 kHz Frequenz, die sich als Bodenwelle über einen großen Bereich ausbreitet. Der Abstand der Stationen kann bis

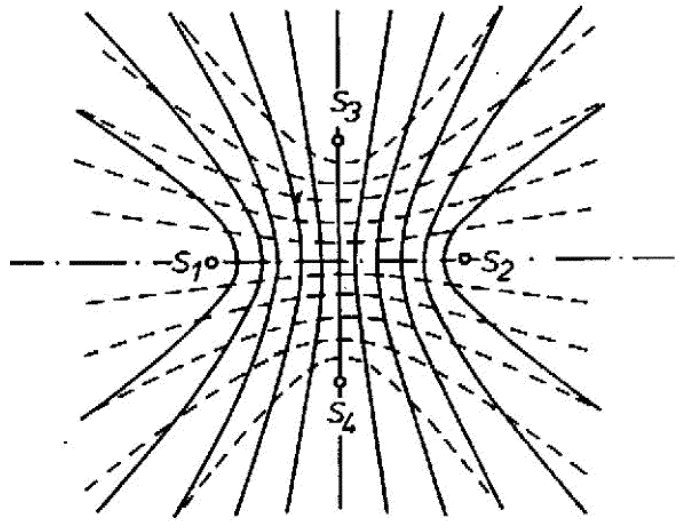


Abb. 2.20: Hyperbelscharen von zwei Senderpaaren nach [BW99]

zu 1000 km betragen. Moderne LORAN-C Empfänger bieten, bei guter Empfangslage, eine Positionsgenauigkeit von bis zu zehn Metern. Eine genaue Untersuchung von modernen LORAN-C Empfängern erfolgte im Projekt GLORIA ([PAB⁺01]).

2.4.3.2 Inertiale Navigationssysteme

Aufgrund ihrer enormen Kosten und des gerätetechnischen Unterhaltungsaufwandes kommen vollständige, 3-achsige Navigationssysteme für eine Anwendung im Bereich der Flughafenrettungsfahrzeuge nicht in Betracht. Eine kurze Beschreibung ist hier aufgenommen worden, um diese zu illustrieren.

Inertiale Navigationssysteme bestimmen ihre Position ausgehend von bekannten Ausgangskoordinaten. Sie bestehen aus einer Kombination von Beschleunigungsmessern und Drehratensensoren. Die damit durchgeführte Trägheitsnavigation (lat. inertia - Trägheit) wird durch das Messen von Beschleunigungen und Drehbeschleunigungen realisiert. Aus den gemessenen Beschleunigungen kann durch einfache Integration die Geschwindigkeit und durch zweifache Integration die Positionsänderung ermittelt werden. Voraussetzung hierfür ist, dass die exakte Lage des Systems durch Integration der Drehrate zur Verfügung steht. Dazu werden drei Drehratenmesser für die drei Drehachsen und drei Beschleunigungsmesser in den drei Raumrichtungen für eine Bestimmung im dreidimensionalen Raum benötigt.

Die Typklassen der Inertialnavigationssysteme werden nach [Law01] anhand der

Anordnung der Beschleunigungsmesser und Kreiselgeräte eingeordnet:

- Plattformsystem, halbanalytisches System
 - raumorientierte Version (sog. „space-stabilized“) Die Messachsen behalten während des gesamten Einsatzes ihre Orientierung bezüglich des Inertialraums bei.
 - erdorientierte Version (sog. „local-level“) Die Messachsen werden während der Messung nachgeführt. Die vertikale Achse bleibt dabei im lokalen Lot, die Nordachse liegt in der lokalen Meridianebene.

Bei einem Plattformsystem behalten die Sensoren ihre Lage im Raum bei und sind unabhängig von der Bewegung des Gesamtsystems (Fahrzeug). Die Sensoren sind auf einer kardanisch aufgehängten Plattform montiert und somit entkoppelt von der Fahrzeugbewegung (siehe Abbildung 2.21). Durch die weitgehend raumfeste Lage der Sensoren müssen die Sensoren nur einen relativ kleinen Messbereich abdecken. Die Beschleunigungssensoren eines erdorientierten Systems sind in x und y -Richtung frei von der Erdbeschleunigung. Die Plattformsysteme sind meist sehr komplexe Systeme und erfordern einen sehr hohen mechanischen Aufwand für die kardanische Aufhängung, was zu einem hohem Systempreis führt. Die aufwendige Mechanik ist sehr empfindlich und verschleißanfällig. Sie sind heute nur noch in Sonderanwendungen in Gebrauch.

- Trägerorientiertes oder „Strap-Down“ System, analytisches System
 In den moderneren trägerorientierten Systemen sind die Sensoren fest mit dem Trägerfahrzeug verbunden (engl. „Strap-Down“ - angeschnallt) Die Sensorachsen haben eine feste Zuordnung zum Trägerfahrzeug (siehe Abbildung 2.22). Eine aufwendige Mechanik zur Sensornachführung ist hier nicht nötig, was zu einer hohen Robustheit und Zuverlässigkeit beiträgt. Aufgrund der direkt gekoppelten Einbaulage der Sensoren, müssen diese einen Messbereich in allen Raumachsen aufweisen, der die gesamte Dynamik des Bewegungs- und Vibrationsspektrums des Fahrzeugs abdeckt. [Cra01])

Neuere Systeme mit MEMS Drehratensensoren und Beschleunigungsmesser, die im Vergleich zu den bisher erwähnten Systemen kleiner und kostengünstiger sind, werden zukünftig in Anwendungsbereichen mit niedrigen und mittleren Genauigkeitsanforderungen verstärkt vorzufinden sein. Hat bereits die Strap-Down Technik die mechanischen Plattform-Systeme weitgehend abgelöst, haben Sensoren in MEMS Technik die Chance zumindest für Systeme mit geringer oder mittlerer Anforderung die heute verwendeten, sehr teuren Strap-Down Sensoren zu substituieren.

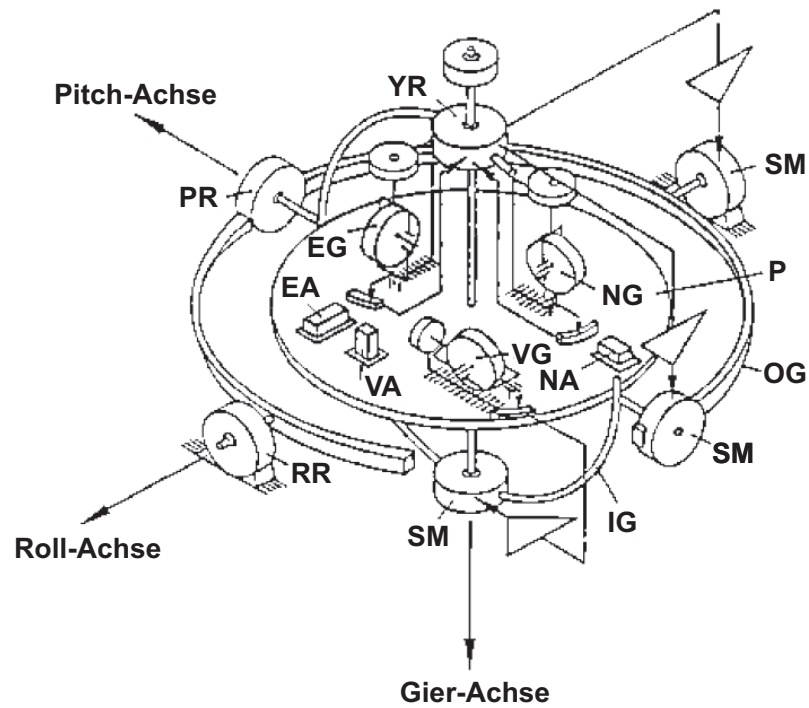


Abb. 2.21: Schematische Ansicht Plattform INS nach [Cra01]

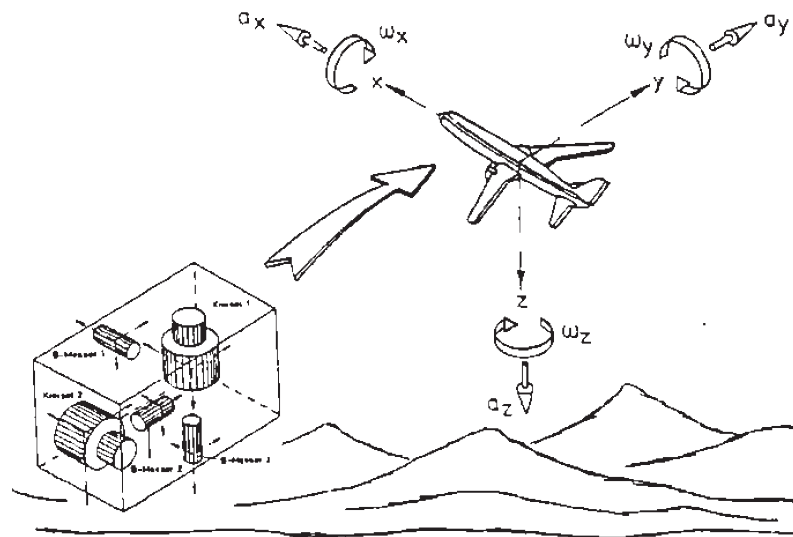


Abb. 2.22: Schematische Ansicht Strap-Down INS nach [Cra01]

2.4.3.3 Kommerzielle Fahrzeugnavigationssysteme

Es gibt eine große Anzahl kommerzieller Fahrzeugnavigationssysteme die selbstverständlich analysiert wurden auf ihre Verwendbarkeit für die Führung von Flughafen Lösch- und Rettungsfahrzeugen, wenngleich schlussendlich bei allen diesen Systemen festgestellt werden musste, dass sie durch die Dominanz des Map-Matching für diese Anwendung nicht in Frage kommen.

Die ersten kommerziellen Fahrzeugnavigationssysteme sind seit Mitte der achtziger Jahre im Handel erhältlich. Für Oberklasse-Limousinen wurden von Bosch und Philips die ersten Systeme angeboten. Diese Fahrzeugnavigationssysteme sind zur heutigen Zeit in allen Fahrzeugarten vertreten und werden ab Werk und als Nachrüstgeräte angeboten.

Die Fahrzeugnavigationssysteme nutzen verschiedene Sensoren wie GPS, Kreisel, Odometer und Magnetometer. Die hochwertigeren Systeme verwenden zusätzliche Sensoren um eine hohe Navigationsgüte zu erreichen. Alle Systeme verwenden zur optimalen Berechnung der aktuellen Position digitale Straßenkarten, um die suboptimale Position des GPS mit den Karteninformation abgleichen zu können und so die wahrscheinlichste Position des Fahrzeugs zu ermitteln.

Daraus resultieren nach [Sch04b] die folgenden Anforderungen an die digitalen Straßenkarten:

- hohe Genauigkeit
- Vollständigkeit
- Aktualität

Tabelle 2.5, entnommen aus der Arbeit von [Czo00], zeigt die verschiedenen Sensoren, die in kommerziellen Navigationssystemen eingesetzt werden.

| Fahrzeugnavigationssystem | Radsensor | Tachosignal | Kompaß | Kreisel | GPS | Kartendaten |
|---------------------------------|-----------|-------------|--------|---------|-----|-------------|
| Alpine NVE-N055ZP | | • | | • | • | Navtech |
| Becker TrafficStar | | • | | • | • | Navtech |
| Blaupunkt Travel Pilot (RGN08) | | • | | • | • | Teleatlas |
| Blaupunkt Travel Pilot (RGS06B) | | • | | • | • | Teleatlas |
| Clarion Nax 9400 E | | • | | • | • | Teleatlas |
| Delco Telepath 100 | • | | • | | • | Etak |
| GPS Gear Autopilot | | | | | • | Teleatlas |
| Grundig Pilot System GPS-1 | | • | | • | • | Navtech |
| Magneti Marelli Route Planner | | • | | • | • | Navtech |
| Philips Carin 440 | | • | | • | • | Navtech |
| Philips Carin 520 | | • | | • | • | Navtech |
| Pioneer Car-Navigation System | | • | | • | • | Navtech |
| Pioneer GPS-X77 | | | | | • | Etak |

Tabelle 2.5: Sensoren in Fahrzeugnavigationssystemen nach [Czo00] (2000)

3 Konzeption der Navigationsverfahren

3.1 Beschreibung ausgewählter fahrzeugautonomer Navigationsverfahren

Basierend auf Koppelnavigationsverfahren werden die drei zu bewertenden Verfahren der fahrzeugautonomen Navigation in den nächsten Unterkapiteln vorgestellt. Diese drei vorgestellten Verfahren sollen im Rahmen dieser Arbeit bezüglich ihrer Navigationsgenauigkeit, Verfügbarkeit und Zuverlässigkeit bewertet werden. Schlussendlich wird der Einsatz aller drei Verfahren im Zusammenspiel mit GPS erfolgen.

3.1.1 Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und Hodometer

Die Messung der aktuellen Geschwindigkeit V^t erfolgt im spurfesten Koordinatensystem (KS) des Fahrzeugs, das auch Track-KS genannt wird. Die Geschwindigkeit wird über das in Kapitel 2.4.1 beschriebene Hodometer bestimmt. Die Messung der Drehung des Fahrzeugs um die Hochachse erfolgt über einen MEMS Drehratensensor im körperfesten Koordinatensystem (Body-KS). Abbildung 3.1 veranschaulicht ein einfaches Koppelmodell einer zweidimensionalen Bewegung eines Fahrzeuges (nach [BW99], [FB98], [Sch97a] und [Win07a]).

Die Geschwindigkeitsmessung erfolgt im spurfesten KS (Track-KS) und wird zur weiteren Verarbeitung in das körperfeste-KS (Body-KS) transformiert:

$$\begin{bmatrix} V_x^b \\ V_y^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \beta \\ \sin \beta \end{bmatrix} \cdot V^t \quad (3.1)$$

Der Winkel β wird als Schwimmwinkel bezeichnet und beschreibt den Winkel zwischen dem Track-KS und dem Body-KS.

Die Geschwindigkeitstransformation vom Body-KS in das Navigations-KS im zweidimensionalen Fall erfolgt unter Verwendung des Steuerkurswinkels ψ und unter Berücksichtigung von 4.2 zu

$$\begin{bmatrix} V_x^n \\ V_y^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi \\ \sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} V_x^b \\ V_y^b \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

Gleichung 3.1 in Gleichung 3.2 eingesetzt ergibt die Transformation der Geschwindigkeit vom Track-KS in das Navigations-KS

$$\begin{bmatrix} V_x^n \\ V_y^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \beta - \sin \psi \sin \beta \\ \sin \psi \cos \beta + \cos \psi \sin \beta \end{bmatrix} \cdot V^t \quad (3.3)$$

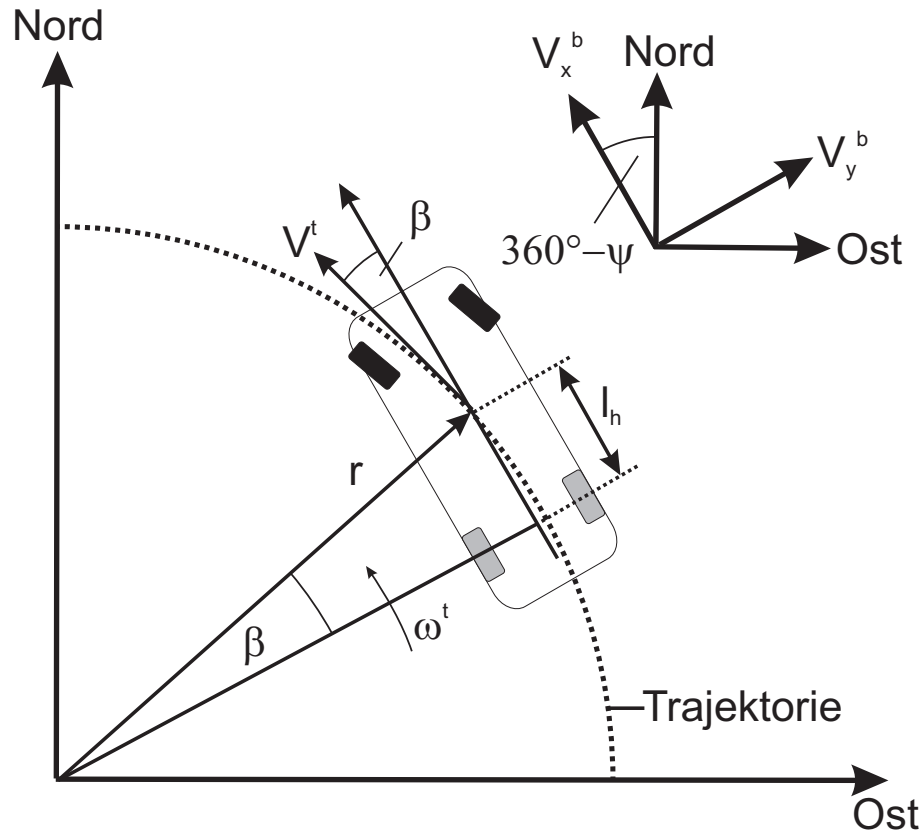


Abb. 3.1: Zweidimensionales Koppelnavigations-Modell für Landfahrzeuge nach [Win07a]

Nach Umformung folgt die vereinfachte Schreibweise

$$\begin{bmatrix} V_x^n \\ V_y^n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi + \beta) \\ \sin(\psi + \beta) \end{bmatrix} \cdot V^t \quad (3.4)$$

Die Bewegung des Fahrzeugs wird durch den Geschwindigkeitsvektor V^t beschrieben, der mit der Fahrzeuglängsachse den Schwimmwinkel β einschließt.

Der Winkel β wird, sofern man schräglauffreie Fahrt voraussetzt und die Geschwindigkeitsmessung der Hinterräder verwendet, mittels der Beziehung

$$\sin \beta = \frac{l_h}{r} \quad (3.5)$$

berechnet. Für den Kurvenradius r gilt nach [MW04] folgende Abhängigkeit von der Fahrzeuggeschwindigkeit und der Drehrate:

$$r = \frac{V^t}{\omega^t} = \frac{V^t}{\omega^b + \dot{\beta}} \quad (3.6)$$

3.5 in 3.6 eingesetzt und nach β aufgelöst folgt:

$$\beta = \arcsin \left(l_h \cdot \frac{\omega^t}{V^t} \right) = \arcsin \left(l_h \cdot \frac{\omega^b + \dot{\beta}}{V^t} \right) \quad (3.7)$$

Mit der Vereinfachung $\dot{\beta} \approx 0$, also der Annahme, dass die Drehrate im körperfesten KS in der Regel gleich der Drehrate im Track-KS ist, folgt für den Schwimmwinkel

$$\beta = \arcsin \left(\frac{l_h}{V^t} \cdot \omega^t \right) \approx \frac{l_h}{V^t} \cdot \omega^t \approx \frac{l_h}{V^t} \cdot \omega^b \quad (3.8)$$

Weiterhin wird für kleine Winkel β angenommen, dass

$$\sin(\beta) \approx \beta \quad (3.9)$$

gilt.

Der Parameter l_h entspricht dem Abstand des Schwerpunktes zur Hinterachse.

Für die weiteren Berechnung im Koppelnavigationsverfahren wird nun die Initialisierung des Breitengrades B_0 , des Längengrades L_0 sowie ein Anfangssteuerkurswinkel ψ_0 benötigt.

Die Berechnung für den Breitengrad lautet somit (für Höhe $H=0$):

$$B(t) = B_0 + \int \frac{V_x^n}{R_e^M} \cdot dt \quad (3.10)$$

Für die Längengradberechnung gilt ($H=0$):

$$L(t) = L_0 + \int \frac{V_y^n}{R_e^N \cdot \cos(B(t))} \cdot dt \quad (3.11)$$

Der Steuerkurswinkel wird berechnet mit:

$$\psi(t) = \psi_0 + \int \omega^b \cdot dt \quad (3.12)$$

Der Meridian-Krümmungsradius R_e^M und der Quer-Krümmungsradius R_e^N sind bei einem ellipsoiden Erdmodell Funktionen des Breitengrades B und besitzen die Einheit Meter.

Für den Krümmungsradius in Nord-Süd Richtung folgt nach [BW99]

$$R_e^M(B) = R_e \cdot \frac{1 + (e_e^2 - 2e_e)}{\sqrt{(1 + (e_e^2 - 2e_e) \sin^2(B))^3}} \quad (3.13)$$

Der Krümmungsradius in Ost-West Richtung lautet

$$R_e^N(B) = R_e \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + (e_e^2 - 2e_e) \sin^2(B)}} \quad (3.14)$$

wobei der Erdradius

$$R_e = 6378137m \quad (3.15)$$

am Äquator der Referenz [ICA97] entnommen wurde. Hier ist auch die Elliptizität bzw. Abflachung der Erde definiert und angegeben mit:

$$e_e = \frac{1}{298,257223563} \quad (3.16)$$

Das verwendete Koordinatensystem ist in Abbildung 3.2 dargestellt.

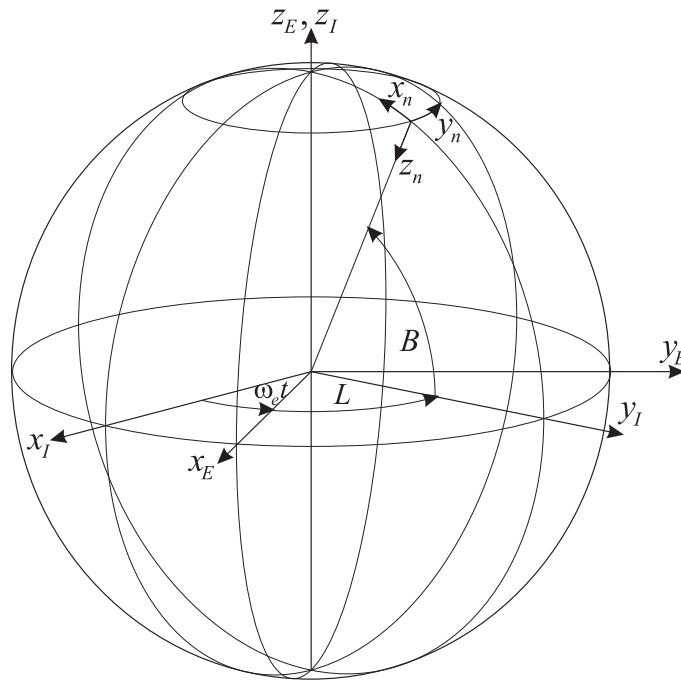


Abb. 3.2: Koordinatensystem nach [Pfi99]

Man wird später sehen dass der Einfluss von Erddrehung oder Elliptizität bei den getroffenen Annahmen geringfügig ist, da jedoch später die Integration mit dem GPS erfolgt, muss ein gemeinsames Referenz Koordinatensystem (WGS84) definiert sein.

3.1.2 Verfahren mit Differential-Hodometer (ODOX)

Dieses Kapitel beschreibt die Verfahren zur autonomen Positionsbestimmung im Fahrzeug mittels Differential-Hodometer. Das Wort Hodometrie stammt aus dem griechischen und setzt sich zusammen aus *hodós*, dem „Weg“ und *métron*, das „Maß“ und bedeutet somit Wegmessung. Bei der Differential-Hodometrie erfolgt eine zusätzliche Bestimmung der Richtungsänderung durch Wegstreckenmessung der einzelnen Räder.

In diesem Kapitel werden zwei verschiedene Verfahren vorgestellt. Die Sensorsignale der einzelnen Räder werden achsweise verknüpft. Dies führt zu einem zur Positionsbestimmung durch Messung der Raddrehzahl an den Rädern der Vorderachse. Zum anderen zu einem Verfahren durch Messung der Drehzahl an der Hinterachse. Heutige PKW verfügen in der Regel über serienmäßige ABS-Raddrehzahl-Sensoren an allen vier Rädern, d.h. es werden keine zusätzlichen Sensoren im Fahrzeug benötigt. Neuere Fahrzeuge verfügen außerdem über einen Lenkwinkelsensor, der zusätzlich als weitere Messgröße, beim Verfahren mittels Vorderachse, berücksichtigt werden kann.

Der zurückgelegte Weg l_{xx} berechnet sich aus dem Raddurchmesser d_{xx} , den Pulsen pul_{xx} und der Auflösung des Raddrehzahl-Sensors n_{xx} .

$$l_{xx} = \frac{pul_{xx}}{n_{xx}} \cdot \pi \cdot d_{xx} \quad (3.17)$$

Der Index xx steht für das jeweilige Rad:

| | |
|----------------|------|
| vorne links: | vl |
| vorne rechts: | vr |
| hinten links: | hl |
| hinten rechts: | hr |

3.1.2.1 Differential-Hodometrie an der Hinterachse

Die einfachere Form der Differential-Hodometrie ist das Verfahren angewendet auf die Hinterachse eines Fahrzeugs. Das nachfolgende Verfahren basiert auf den Ausführungen von [Aus99].

Zur Vereinfachung wird die aktuelle Position hierbei auf die Hinterachsmitte bezogen. Der geometrische Zusammenhang zwischen der Hinterachsmitte und dem zurückgelegten Weg der Hinterräder wird durch Abbildung 3.3 ersichtlich. Aus den zurückgelegten Weglängen des hinteren linken und rechten Rades l_{hl} und l_{hr} und der Spurbreite d_h kann die Richtungsänderung $\Delta\psi$ sowie die Sehne s berechnet werden. Für einen hinreichend kleinen Beobachtungszeitraum kann der zurückgelegte Weg durch einen Kreisbogen mit dem Zentrum M approximiert werden.

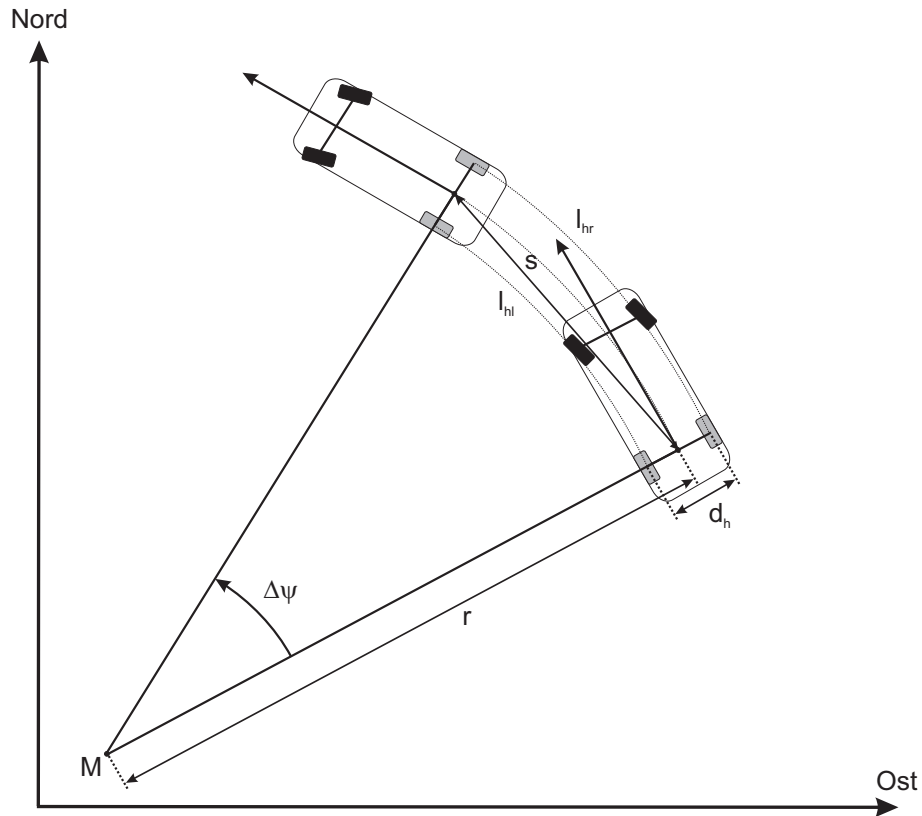


Abb. 3.3: Positions- und Richtungsbestimmung mittels Differential Hodometrie an der Hinterachse⁸

Mit den Beziehungen

$$\Delta\psi = \frac{l_{hl}}{r - \frac{d_h}{2}} \quad (3.18)$$

und

$$\Delta\psi = \frac{l_{hr}}{r + \frac{d_h}{2}} \quad (3.19)$$

kann die die Richtungsänderung $\Delta\psi$ durch Umformen und Zusammenfassen mit den zurückgelegten Wegstrecken l_{hl} und l_{hr} bestimmt werden zu

⁸Die Darstellung gilt für geringe Geschwindigkeiten, solange schräglaufrfreie Fahrt vorliegt. Der Schräglaufeinfluss an der Hinterachse wird für diese Anwendung vernachlässigt.

$$\Delta\psi = \frac{l_{hr} - l_{hl}}{d_h} \quad (3.20)$$

Daraus resultiert der Kurvenradius

$$r = \frac{d_h}{2} \cdot \frac{l_{hr} + l_{hl}}{l_{hr} - l_{hl}} \quad (3.21)$$

Die Sehne s kann bestimmt werden durch die Beziehung

$$s = 2 \cdot r \cdot \sin\left(\frac{\Delta\psi}{2}\right) \quad (3.22)$$

3.20 und 3.21 eingesetzt in 3.22, folgt für die Sehne s

$$s = d_h \cdot \frac{l_{hr} + l_{hl}}{l_{hr} - l_{hl}} \cdot \sin\left(\frac{l_{hr} - l_{hl}}{2 \cdot d_h}\right) \quad (3.23)$$

Nun folgt analog zu Kapitel 3.1.1 bei geeigneter Initialisierung des Breitengrades B_0 , des Längengrades L_0 sowie des Anfangssteuerkurswinkel ψ_0 die Positionsrechnung.

Nach Transformation ins Navigations-KS lautet die Berechnung für den Breitengrad:

$$B = B_0 + \left[d_h \cdot \frac{l_{hr} + l_{hl}}{l_{hr} - l_{hl}} \cdot \sin\left(\frac{l_{hr} - l_{hl}}{2 \cdot d_h}\right) \cdot \cos(\psi) \right] \cdot \frac{1}{R_e^M(B(t))} \quad (3.24)$$

Die Berechnung des Längengrades lautet:

$$L = L_0 + \left[d_h \cdot \frac{l_{hr} + l_{hl}}{l_{hr} - l_{hl}} \cdot \sin\left(\frac{l_{hr} - l_{hl}}{2 \cdot d_h}\right) \cdot \sin(\psi) \right] \cdot \frac{1}{R_e^N(B(t)) \cdot \cos(B(t))} \quad (3.25)$$

und der Steuerkurswinkel wird berechnet mit:

$$\psi = \psi_0 + \Delta\psi = \psi_0 + \frac{l_{hr} - l_{hl}}{d_h} \quad (3.26)$$

Bei geradliniger Bewegung ist der Sonderfall zu betrachten, dass der Radius r unendlich groß wird. In diesem Fall sind die Wegstrecken l_{hr} und l_{hl} gleich groß, daher ist der Grenzwertübergang $\frac{\sin(x)}{x}$ für x gegen 0 zu berücksichtigen. Daraus resultiert eine Vereinfachung der Gleichungen 3.24 bis 3.26.

Für $l_{hr} = l_{hl}$ gilt:

$$B = B_0 + \frac{l_{hr} + l_{hl}}{2} \cdot \cos(\psi) \cdot \frac{1}{R_e^M(B(t))} \quad (3.27)$$

$$L = L_0 + \frac{l_{hr} + l_{hl}}{2} \cdot \sin(\psi) \cdot \frac{1}{R_e^N(B(t)) \cdot \cos(B(t))} \quad (3.28)$$

$$\psi = \psi_0 \quad (3.29)$$

Die Vorspur und der Sturz der Hinterräder wird in dieser Betrachtung nicht berücksichtigt, da der Einfluss auf die geometrischen Zusammenhänge gering ist. Bei starrer Hinterachse sind Spur und Sturz gegenüber Einzelradaufhängung vergleichsweise klein. Sturz kann durch Messung der fahrbahnseitige Spurbreite erhoben werden (z.B. mit Metermaß).

Das obige Verfahren kann vereinfacht werden, indem die Geschwindigkeiten und die Drehrate des Fahrzeugs berücksichtigt wird:

Die Geschwindigkeit, gemessen an den einzelnen Rädern V_{xx} , kann bestimmt werden durch Berücksichtigung der Zeit $t_{Messung}$ bei der Messung der Pulse pul_{xx} des Weggebers.

Für die Pulse pro Zeiteinheit folgt:

$$ppt_{xx} = \frac{pul_{xx}}{t_{Messung}} \quad (3.30)$$

Die Geschwindigkeiten können analog zu 3.17 bestimmt werden mit:

$$V_{xx} = \frac{ppt_{xx}}{n_{xx}} \cdot \pi \cdot d_{xx} \quad (3.31)$$

Anschließend folgt nach 3.20 für die Drehrate ($\phi = \theta = 0$):

$$\omega^b = \frac{V_{hr} - V_{hl}}{d_h} \quad (3.32)$$

Für ein virtuelles Rad in der Mitte der Hinterachse folgt die Geschwindigkeit im Body-KS:

$$V_x^b = \frac{V_{hr} + V_{hl}}{2}, v_y^b \approx 0 \quad (3.33)$$

Anschließend folgt analog zu Kapitel 3.1.1 die Transformation ins Nav-KS

Der Breitengrad:

$$B(t) = B_0 + \int \frac{V_x^b(t) \cdot \cos(\psi(t))}{R_e^M(B(t))} \cdot dt \quad (3.34)$$

Der Längengrad:

$$L(t) = L_0 + \int \frac{V_x^b(t) \cdot \sin(\psi(t))}{R_e^N(B(t)) \cdot \cos(B(t))} \cdot dt \quad (3.35)$$

und der Steuerkurswinkel:

$$\psi = \psi_0 + \int \omega^b(t) \cdot dt \quad (3.36)$$

3.1.2.2 Differential Hodometrie an der Vorderachse

Aufgrund der Lenkbewegungen gestaltet sich die Positionsbestimmung des Fahrzeugs an der Vorderachse gegenüber der Hinterachse wesentlich schwieriger, da die geometrischen Zusammenhänge komplexer sind. Die Positionsbestimmung erfolgt analog zu dem Modell, das in der Arbeit [Ned00] erarbeitet wurde.

Trotz einer gewissen Komplexität hat diese Lösung einen gewissen Charme, wenn man z.B. aus Redundanzgründen die dem Grunde nach von der Hinterachse verfügbaren Informationen absichern kann.

Bei der Kurvenfahrt treten an den Vorderrädern unterschiedliche kinematische und geometrische Bedingungen auf. Zunächst ist der Ackermannwinkel zu berücksichtigen, von dem jedoch derart abgewichen wird, dass das kurvenäußere Rad stärker eingeschlagen wird als der Ackermannwinkel vorgibt (Lenkkinematik).

Aufgrund der Kinematik / Fahrzeugdynamik stellt sich dann an den beiden Vorderrädern ein unterschiedlicher Schräglaufwinkel α_{vl} und α_{vr} ein. Da dann im allgemeinen zusätzlich auch an den Hinterrädern ein Schräglaufwinkel α_h zu berücksichtigen ist, der kleiner ist als der Schräglaufwinkel an der Vorderachse, verschiebt sich der Momentanpol der Fahrzeugbewegung von der verlängerten Hinterachse (bei geringer Geschwindigkeit) in Richtung der Vorderachse und des Kurveninneren.

Hier ist nun ein Weg zu finden, der aus den gemessenen Weginkrementen pro Zeiteinheit des rechten und linken Vorderrades, sowie dem ebenfalls zu messenden Lenkwinkel, einen tragbaren Schluss auf den zurückgelegten Weg und die Drehgeschwindigkeit des Fahrzeugs zulässt.

Der hier eingeschlagene Weg arbeitet mit der Darstellung eines „virtuellen Rads“ in der Mitte der beiden Vorderräder, mit dessen Hilfe der mittlere Weg ermittelt wird. Für die Ermittlung der Drehgeschwindigkeit wird nun die vereinfachende Annahme

getroffen, dass dieses virtuelle Rad jeweils anstelle des linken und rechten Vorderrades mit den dort gemessenen Drehgeschwindigkeiten beaufschlagt wird. Letztere Annahme verletzt zwar die tatsächlichen kinematischen Bedingungen, wobei später zu prüfen ist inwieweit die Genauigkeit der Navigationslösung leidet. Längsschlupf wird vernachlässigt.

Als erste Vereinfachung werden die Radaufstandsflächen zu Radaufstandspunkten in der Flächenmitte des Rades konzentriert. Mit dem zuvor beschriebenen virtuellen Rad wird zunächst die Positionsveränderung der Spurmitte der Vorderachse betrachtet (Index „VSM“), d.h. der Punkt, der zu dem linken und rechten Aufstandspunkt den gleichen Abstand hat. Der geometrische Zusammenhang für die Positionsveränderung des Fahrzeugs, bzw. des Punktes P_{VSM} zwischen zwei Zeitpunkten ist in Abbildung 3.4 dargestellt.

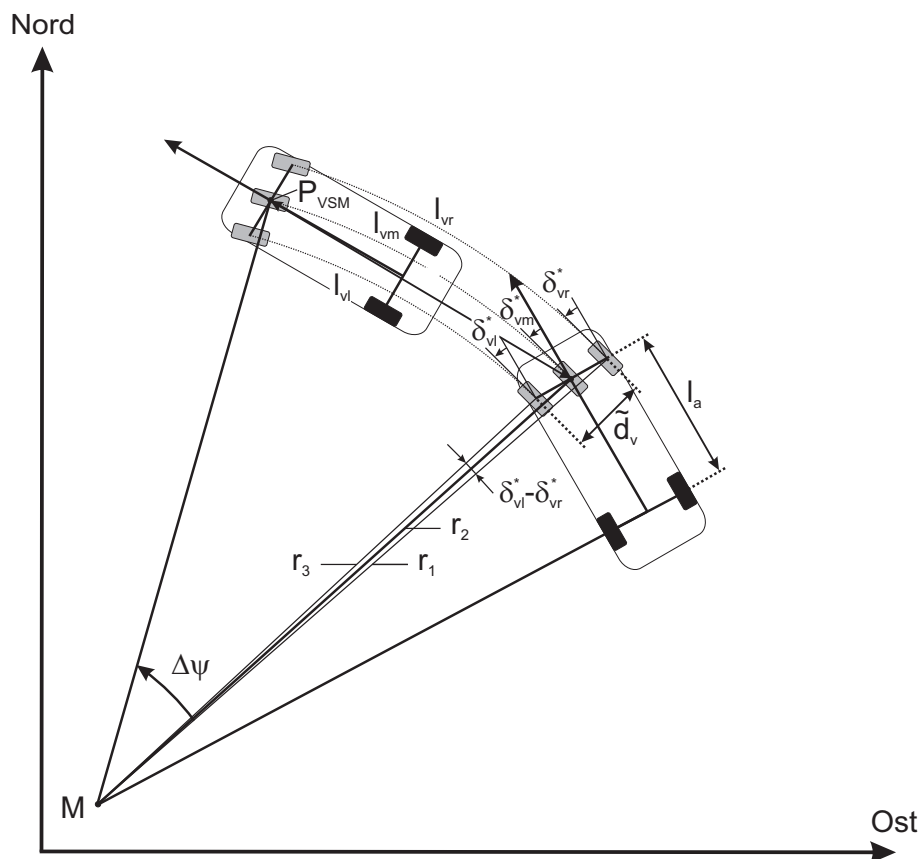


Abb. 3.4: Positions- und Richtungsbestimmung mittels Differential Hodometrie an der Vorderrachse

In einem hinreichend kleinen Betrachtungszeitraum, bei ausgeschlossenen Schräglaufwinkel, beschreibt die Fahrzeugbewegung ein Kreisbogenstück mit dem Drehzentrum M . Geradlinige Bewegungen werden später als Sonderfall betrachtet. Die

sehr kleine Änderung der vorderen Spurweite d_v sowie des Radstands l_a , die aufgrund der Lenkbewegung in Verbindung mit den Nachlaufstrecken der Vorderräder entstehen, werden vernachlässigt.

Aus den zurückgelegten Wegstrecken der Vorderräder l_{vl} und l_{vr} wird die Wegstrecke des virtuellen Rades l_{vm} bestimmt. Es wird hier der geometrische Zusammenhang zwischen den Wegstrecken l , den Radien r und der Fahrzeugdrehung $\Delta\psi$ benutzt.

$$l_{vm} = r_2 \cdot \Delta\psi \quad (3.37)$$

$$l_{vl} = r_3 \cdot \Delta\psi \quad (3.38)$$

$$l_{vr} = r_1 \cdot \Delta\psi \quad (3.39)$$

Aus dieser Beziehung kann nun die Wegstrecke l_{vm} berechnet werden:

$$l_{vm} = \frac{r_2}{2} \cdot \left(\frac{l_{vr}}{r_1} + \frac{l_{vl}}{r_3} \right) \quad (3.40)$$

Über den Spurstangenweg kann der effektive Lenkwinkel δ_{vm}^* für das virtuelle Rad bestimmt werden. Dieser wird benötigt für die Berechnung der Radien r_1 , r_2 und r_3 , die folgendermaßen bestimmt werden:

$$r_2 = \frac{l_a}{\sin(\delta_{vm}^*)} \quad (3.41)$$

$$r_1 = \sqrt{r_2^2 + \left(\frac{d_v}{2}\right)^2 + r_2 \cdot d_v \cdot \cos(\delta_{vm}^*)} \quad (3.42)$$

$$r_3 = \sqrt{r_2^2 + \left(\frac{d_v}{2}\right)^2 - r_2 \cdot d_v \cdot \cos(\delta_{vm}^*)} \quad (3.43)$$

Daraus kann nun die Weglänge des virtuellen Rads berechnet werden:

$$l_{vm} = l_a \cdot \left(\frac{l_{vr}}{\sqrt{4 \cdot l_a^2 + d_v^2 \cdot \sin(\delta_{vm}^*) + 2 \cdot l_a \cdot d_v \cdot \sin(2 \cdot \delta_{vm}^*)}} + \frac{l_{vl}}{\sqrt{4 \cdot l_a^2 + d_v^2 \cdot \sin(\delta_{vm}^*) - 2 \cdot l_a \cdot d_v \cdot \sin(2 \cdot \delta_{vm}^*)}} \right) \quad (3.44)$$

Als vereinfachte Näherung kann für 3.44 auch Gleichung 3.45 angesetzt werden:

$$l_{vm} = \frac{l_{vr} + l_{vl}}{2} \quad (3.45)$$

Die Abweichungen der Weglänge bei $\delta_{vm}^* = 45^\circ$ bewegt sich im Bereich von 1‰.

Um die vollzogene Fahrzeugdrehung $\Delta\psi$ im Betrachtungszeitraum zu bestimmen, ist die effektive Spurweite \tilde{d}_v an der Vorderachse notwendig. Sie ist der Abstand zwischen der linken und rechten Spur (siehe Bild 3.4) und lässt sich mit Hilfe des Sinussatzes folgendermaßen ermitteln:

$$\tilde{d}_v = r_1 - r_3 = d_v \cdot \left(\frac{\sin(\delta_{vl}^*)}{\sin(\delta_{vl}^* - \delta_{vr}^*)} - \frac{\sin(\delta_{vr}^*)}{\sin(\delta_{vl}^* - \delta_{vr}^*)} \right) = d_v \cdot \left(\frac{\cos\left(\frac{\delta_{vl}^* + \delta_{vr}^*}{2}\right)}{\cos\left(\frac{\delta_{vl}^* - \delta_{vr}^*}{2}\right)} \right) \quad (3.46)$$

Die hierfür benötigten effektiven Lenkwinkel δ_{vl}^* und δ_{vr}^* lassen sich nach [Rei95] mit Erweiterung von Gleichung 3.47 durch δ_{vm}^* ausdrücken. Hierbei wird der Lenkrollradius r_s , der in der Regel nur wenige Millimeter beträgt, vernachlässigt:

$$\cot(\delta_{vl}) = \cot(\delta_{vr}) + \frac{d_v - 2 \cdot r_s}{l_a} \quad (3.47)$$

$$\delta_{vl}^* = \arctan \left(\frac{\tan(\delta_{vm}^*)}{1 - \frac{\tan(\delta_{vm}^*) \cdot (d_v - 2 \cdot r_s)}{2 \cdot l_a}} \right) \quad (3.48)$$

$$\delta_{vr}^* = \arctan \left(\frac{\tan(\delta_{vm}^*)}{1 + \frac{\tan(\delta_{vm}^*) \cdot (d_v - 2 \cdot r_s)}{2 \cdot l_a}} \right) \quad (3.49)$$

Mit 3.46 lässt sich nun die Fahrzeugdrehung $\Delta\psi$ über die effektive Spurweite bestimmen:

$$\Delta\psi = \frac{l_{vr} - l_{vl}}{\tilde{d}_v} \quad (3.50)$$

Die Positionsänderung der vorderen Spurmitte (ΔB_{VSM} , ΔL_{VSM}) sowie die Winkeländerung ($\Delta\psi_{VSM}$) können nun analog zur Berechnung der Differential-Hodometrie an der Hinterachse bestimmt werden:

$$s = 2 \cdot r_2 \cdot \sin \left(\frac{\Delta\psi}{2} \right) \quad (3.51)$$

$$\Delta B_{VSM} = s \cdot \cos \left(\psi + \frac{l_{vr} - l_{vl}}{2 \cdot \tilde{d}_v} + \delta_{vm}^* \right) \cdot \frac{1}{R_e^M(B)} \quad (3.52)$$

$$\Delta L_{VSM} = s \cdot \sin \left(\psi + \frac{l_{vr} - l_{vl}}{2 \cdot \tilde{d}_v} + \delta_{vm}^* \right) \cdot \frac{1}{R_e^N(B) \cdot \cos(B)} \quad (3.53)$$

$$\Delta \psi_{VSM} = \Delta \psi \quad (3.54)$$

Die Positionsänderungen ergibt sich zu:

$$B_{VSM} = B_0 + 2 \cdot r_2 \cdot \sin \left(\frac{\Delta \psi}{2} \right) \cdot \cos \left(\psi + \frac{l_{vr} - l_{vl}}{2 \cdot \tilde{d}_v} + \delta_{vm}^* \right) \cdot \frac{1}{R_e^M(B)} \quad (3.55)$$

$$L_{VSM} = L_0 + 2 \cdot r_2 \cdot \sin \left(\frac{\Delta \psi}{2} \right) \cdot \sin \left(\psi + \frac{l_{vr} - l_{vl}}{2 \cdot \tilde{d}_v} + \delta_{vm}^* \right) \cdot \frac{1}{R_e^N(B) \cdot \cos(B)} \quad (3.56)$$

sowie der neue Steuerkurswinkel

$$\psi_{VSM} = \psi_0 + \Delta \psi_{VSM}. \quad (3.57)$$

Um von der zuvor bestimmten Spurmitte P_{VSM} zur Vorderachsmittle P_{VM} , d.h. zur Mitte zwischen den beiden Radaufhängungen zu gelangen, ist die Nachlaufstrecke der Räder zu berücksichtigen. Der geometrische Zusammenhang ist in Abbildung 3.5 dargestellt. Beim Einlenken der Vorderräder z.B. nach rechts von der Neutralstellung aus, so drehen sich die Räder um die jeweiligen Lenkachsen nach rechts. Die Punkte sind ebenfalls in Abbildung 3.5 dargestellt.

Die Seitenansicht der Lenkachse befindet sich in Abbildung 3.6. Der Durchstoßpunkt ist in der Radmittenebene um die Nachlaufstrecke n_k vom gedachten Reifenaufstandspunkt entfernt. Das Einlenken resultiert in einer Verschiebung der vorderen Radaufhängungen. Die Auswirkungen dieses Effektes auf die Positionsbestimmung des Fahrzeugs wird anhand des virtuellen Rades betrachtet.

Da sich die gleichgroßen Lenkdifferenzwinkel der beiden Vorderräder beim Umrechnen auf das virtuelle Rad in etwa aufheben, wird anstelle des wirklichen Lenkwinkels δ_{VM} der effektive Winkel δ_{VM}^* verwendet. Der Lenkrollradius, der in der Regel viel kleiner ist als die Nachlaufstrecke, hat auf die Verschiebung keinen großen Einfluss und wird daher ebenfalls vernachlässigt. Durch die seitliche Verschiebung wird der Punkt P_{VM} nach rechts verlagert, Punkt P_{VSM} hingegen verändert sich kaum. Die seitliche Verschiebung der vorderen Aufhängung beträgt näherungsweise:

$$\Delta s = n_k \cdot \sin(\delta_{VM}^*) \quad (3.58)$$

Da sich hierdurch die Fahrzeugkarosserie geringfügig um die Hinterachsmittle dreht, ändert sich somit auch die Fahrzeugorientierung ψ . Der Positionsunterschied von der Spurmitte P_{VSM} zur Vorderachsmittle P_{VM} beträgt:

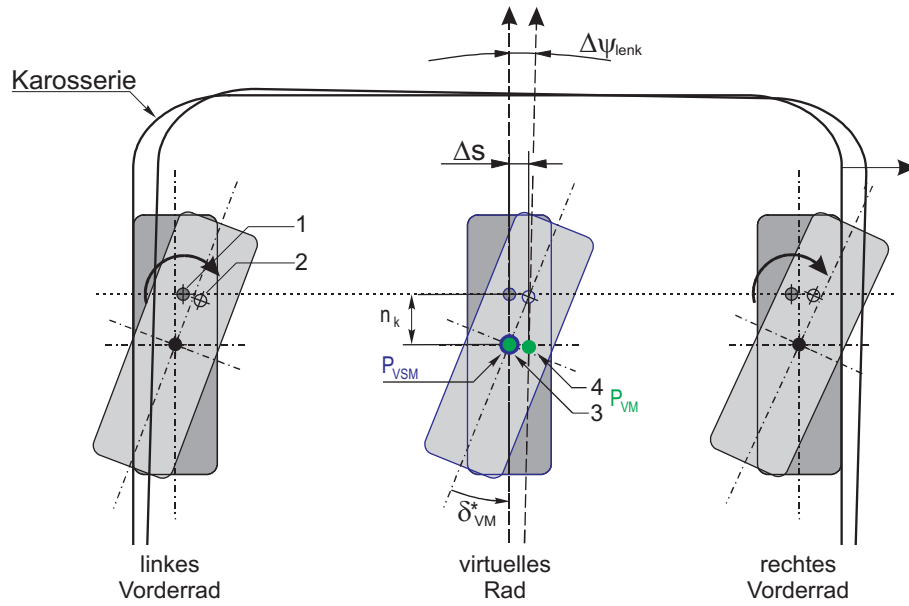


Abb. 3.5: Positionsveränderung der Vorderachsmittelpunkte P_{VM} des Fahrzeugs aufgrund des Lenkens nach [Ned00]
1: Durchstoßpunkt der Lenkachse vor der Raddrehung, 2: nach der Raddrehung, 3: P_{VM} vor der Raddrehung, 4: nach der Raddrehung

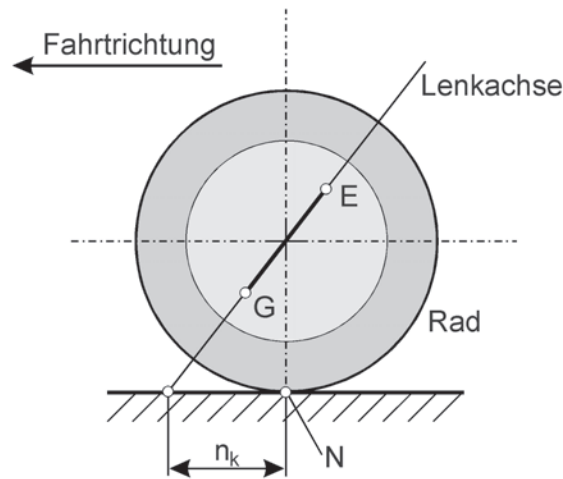


Abb. 3.6: Nachlaufstrecke n_k in der Seitenansicht nach [Ned00]

$$\Delta x_{lenk} = \Delta s \cdot \sin(\psi) = n_k \cdot \sin(\delta_{VM}^*) \cdot \sin(\psi) \quad (3.59)$$

$$\Delta y_{lenk} = -\Delta s \cdot \cos(\psi) = n_k \cdot \sin(\delta_{VM}^*) \cdot \cos(\psi) \quad (3.60)$$

$$\Delta \psi_{lenk} = -\arcsin\left(\frac{\Delta s}{l_a}\right) = -\arcsin\left(\frac{n_k \cdot \sin(\delta_{VM}^*)}{l_a}\right) \quad (3.61)$$

Hierbei ist zu beachten, dass dies Korrekturterme sind, die nicht zusammen mit den Positionsänderungen aufgrund der zurückgelegten Wegstrecken integriert werden.

Um die Position des Fahrzeugs auf die Hinterachsmittle zu beziehen muss nun die Position der Vorderachsmittle P_{VM} zur Hinterachsmittle P_{HM} transformieren werden. Dies geschieht über die folgenden Zusammenhänge:

$$x = x_{vm} - l_a \cdot \cos(\psi) \quad (3.62)$$

$$y = y_{vm} - l_a \cdot \sin(\psi) \quad (3.63)$$

Dadurch ergibt sich die Fahrzeugposition bezüglich der Hinterachsmittle, ergeben sich die folgende Gleichungen:

$$x = x_{vsm} + \Delta x_{lenk} - l_a \cdot \cos(\psi) \quad (3.64)$$

$$y = y_{vsm} + \Delta y_{lenk} - l_a \cdot \sin(\psi) \quad (3.65)$$

$$\psi = \psi_{vsm} + \Delta \psi_{lenk} \quad (3.66)$$

Bei Geradeausfahrt, d.h. $\Delta \psi = 0$ und $\delta_{vm}^* = 0$ muss als Sonderfall, wie auch bei der Positionsbestimmung durch Differential-Hodometrie an der Hinterachse, ein Grenzübergang zu vollzogen werden. Die Gleichungen vereinfachen sich dadurch bei Verwendung der Gleichungen 3.55 bis 3.57 mit dem Radius aus 3.37 zu

$$B_{VSM} = B_0 + l_{vm} \cdot \cos(\psi) \cdot \frac{1}{R_e^M(B)} \quad (3.67)$$

$$L_{VSM} = L_0 + l_{vm} \cdot \sin(\psi) \cdot \frac{1}{R_e^N(B) \cdot \cos(B)} \quad (3.68)$$

$$\psi_{VSM} = \psi_0 \quad (3.69)$$

3.1.3 Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und ODOX

Dieses Verfahren vereinigt die beiden zuvor beschriebenen Verfahren. Die Drehrate wird durch zwei unterschiedliche Verfahren ermittelt, durch den MEMS-Drehratenmesser und das Differential-Hodometer. Es stehen somit zwei unabhängige fahrzeugautonome Verfahren zur Bestimmung der Drehrate zur Verfügung.

Vor ihrer Verwendung müssen speziell die MEMS Drehratensignale einer umfangreichen Kalibration und Fehlerkompensation unterzogen werden, welche in Kapitel 3.3.1 detailliert behandelt werden.

So wird z.B. der Nullpunkt-Bias des Drehratenmessers in der Sensordatenfusion mit Hilfe des GPS-Kurswinkels bestimmt. Wenn das GPS kleine Richtungsfehler aufweist und diese nicht erkannt werden, wird der Richtungsfehler des gemessenen GPS-Kurswinkels als Bias-Fehler des Drehratenmessers interpretiert. Durch die Redundanz der Messung der Drehrate mit Drehratenmesser, Differential-Hodometer und GPS kann eine effektive Fehlererkennung ermöglicht werden.

Zur Erkennung von GPS-Fehlern wird ständig die Positionsdifferenz zwischen den drei Lösungen berechnet, d.h. zwischen GPS-Lösung und Kreisel-Hodometer-Lösung, GPS-Lösung und Differential-Hodometer-Lösung sowie zwischen Kreisel-Hodometer-Lösung und Differential-Hodometer-Lösung. Abhängig von der Positionsdifferenz entscheidet ein FDI-Algorithmus (siehe Kapitel 3.2.3), ob ein Fehlverhalten vorliegt und isoliert die fehlerhaften Informationen, um somit eine erhöhte Genauigkeit zu erzielen. Dies funktioniert erst, wenn sämtliche Skalenfaktoren und Offsets größenordnungsmäßig richtig bestimmt wurden.

Das in dieser Arbeit umgesetzte Verfahren benutzt das in Kapitel 3.1.2 beschriebene Verfahren der Differential-Hodometrie an der Hinterachse und die Koppelnavigationsgleichungen aus Kapitel 3.1.1.

3.2 Sensordatenfusion

3.2.1 Filterung

3.2.1.1 Grundlagen

Zwei wichtige Aspekte der ingenieurtechnischen Wissenschaften sind das Filtern und das Schätzen von Zuständen dynamischer Systeme. Sobald ein Zustand aus vorauschten Messungen bestimmt werden muss, kann ein Zustandsschätzer dafür eingesetzt werden, um aus den Messdaten mehrerer Sensoren auf die wahren Zustände des Systems zu schließen. Die bekanntesten Vertreter dieser Art für lineare Systeme sind der Luenberger-Beobachter und der Kalman-Filter (KF). Im Gegensatz zum Luenberger-Beobachter, der rein deterministischer Natur ist, basiert der Kalman-Filter auf einem stochastischen Ansatz, mit dem es möglich ist, auch dem Messrauschen und der Modellunsicherheit beim Filterentwurf Rechnung zu tragen. In dieser Arbeit wird nur auf den Kalman-Filter (Abschnitt 3.2.1.3) und verschiedene Varianten eingegangen. Der KF ist ein weit verbreiteter Filter, da er sehr einfach ist und für lineare Systeme einen optimalen Schätzer darstellt.

Reale Systeme sind meistens nichtlinear, wodurch eine Anwendung des KF nicht möglich ist. Zahlreiche Varianten versuchen, dieses Problem in den Griff zu bekommen, wobei der erweiterte Kalman-Filter (EKF) die Methode ist, die am meisten Anwendung findet. Dieser Filter linearisiert das nichtlineare System um den Schätzzustand und wendet dann die Gleichungen des normalen KF an (siehe Abschnitt 3.2.1.4).

Problematisch ist der EKF insofern, da es einen erheblichen Rechenaufwand erfordert, das System in jedem Schritt zu linearisieren, vor allem wenn ein System mit vielen Zuständen vorliegt. Im Folgenden werden die Filtermethoden nach den Ausführungen von [Sen06] aufgeführt.

3.2.1.2 Rekursive Schätzung nicht messbarer Zustände

Im Allgemeinen dienen Filter dazu, aus den messbaren Zuständen, mit Hilfe eines Systemmodells, auf die nicht messbaren zu schließen. Die grundlegende Arbeitsweise eines solchen rekursiven Filters ist in Bild 3.7 dargestellt. Parallel zum Prozess läuft der Filter mit und berechnet über das interne Prozessmodell im Block *Prädiktion* eine *a priori*-Schätzung $\hat{x}^-(k+1)$ der Zustände. Im Block *Korrektur* wird dann über die Messung $y(k+1)$ die *a priori*-Schätzung angepasst. Die Ausgabe des *Korrektur*-Blocks ist dann die *a posteriori*-Schätzung $\hat{x}(k+1)$ der Zustände. Diese dient im nächsten Filterschritt wieder als Eingangsgröße für den *Prädiktions*-Block, wodurch sich der rekursive Charakter des Filters ergibt.

Die Reihenfolge beim Filtern eines dynamischen Systems ist nach Bild 3.7 immer eine

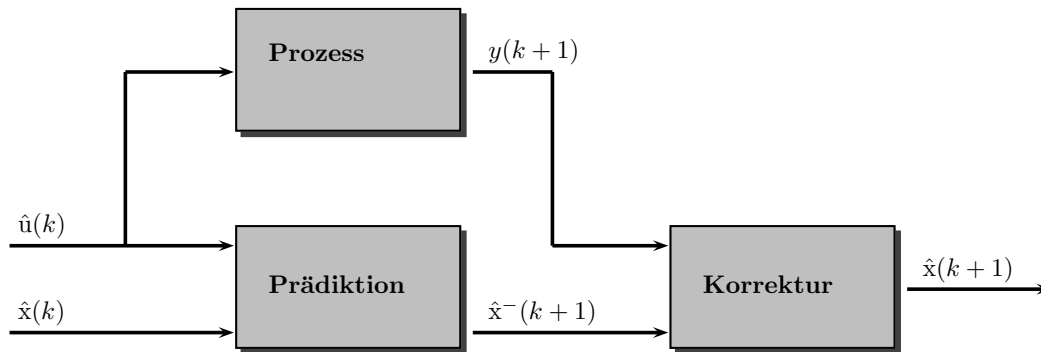


Abb. 3.7: Schema für den Einsatz von Filtern zum Schätzen der Zustände eines dynamischen Systems

Prädiktion vor der Korrektur. Aber speziell für navigatorische Aufgaben empfiehlt es sich, innerhalb eines Zeitschrittes erst eine *Korrektur* und danach eine *Prädiktion* zu berechnen (vgl. Bild 3.8 a). Dies verändert nicht die Reihenfolge an sich, nur wird der Prädiktionsschritt für den Wert $x(k+1)$ in den vorherigen Abtastschritt vorgezogen. Die Ausgangswerte liegen dadurch etwas früher vor, wodurch schon früher mit den Berechnungen begonnen werden kann. Vorallem bei Echtzeitanwendungen spielt das eine große Rolle.

Da es in der Navigation hauptsächlich um nichtlineare Systeme geht, bietet sich das erweiterte Kalman-Filter (EKF) an. Voraussetzung für eine Implementierung des Filters ist, dass eine diskrete Darstellung der Modellgleichungen vorliegt. Häufig existieren von technischen Systemen aber nur kontinuierliche Darstellungen in Form von Differentialgleichungen (DGLs). Es ist also notwendig die kontinuierlichen Gleichungen in diskrete umzuwandeln.

3.2.1.3 Kalman-Filter

1960 veröffentlichte *R. E. Kalman* seine Arbeit über einen rekursiven Filteralgorithmus für lineare diskrete Modelle ([Kal60]). Ganz allgemein ausgedrückt ist der Kalman-Filter ein Satz von mathematischen Formeln, mit denen rekursiv die Zustände eines Systems bestimmt werden können, indem der *mittlere quadratische Fehler* (Mean Square Error - MSE) minimiert wird. Grundlage der Berechnungen ist, dass die Zustände durch eine Gaußsche Zufallsverteilung mit einem Mittelwert $\bar{\mathbf{x}}$ und einer Kovarianz $\mathbf{P}_{\mathbf{xx}}$ dargestellt werden. Über die lineare Systemdarstellung werden der ursprüngliche Mittelwert und die Kovarianz transformiert und bilden so die neue Werte $\bar{\mathbf{y}}$ und $\mathbf{P}_{\mathbf{yy}}$ (vgl. Bild 3.9). Die Systemgleichung der in Bild 3.9 dargestellten Funktion ist $y = f(x) = 1,5 \cdot x$.

Der Filter liefert sehr gute Schätzwerte für den Zustände \mathbf{x} , wenn entweder ein

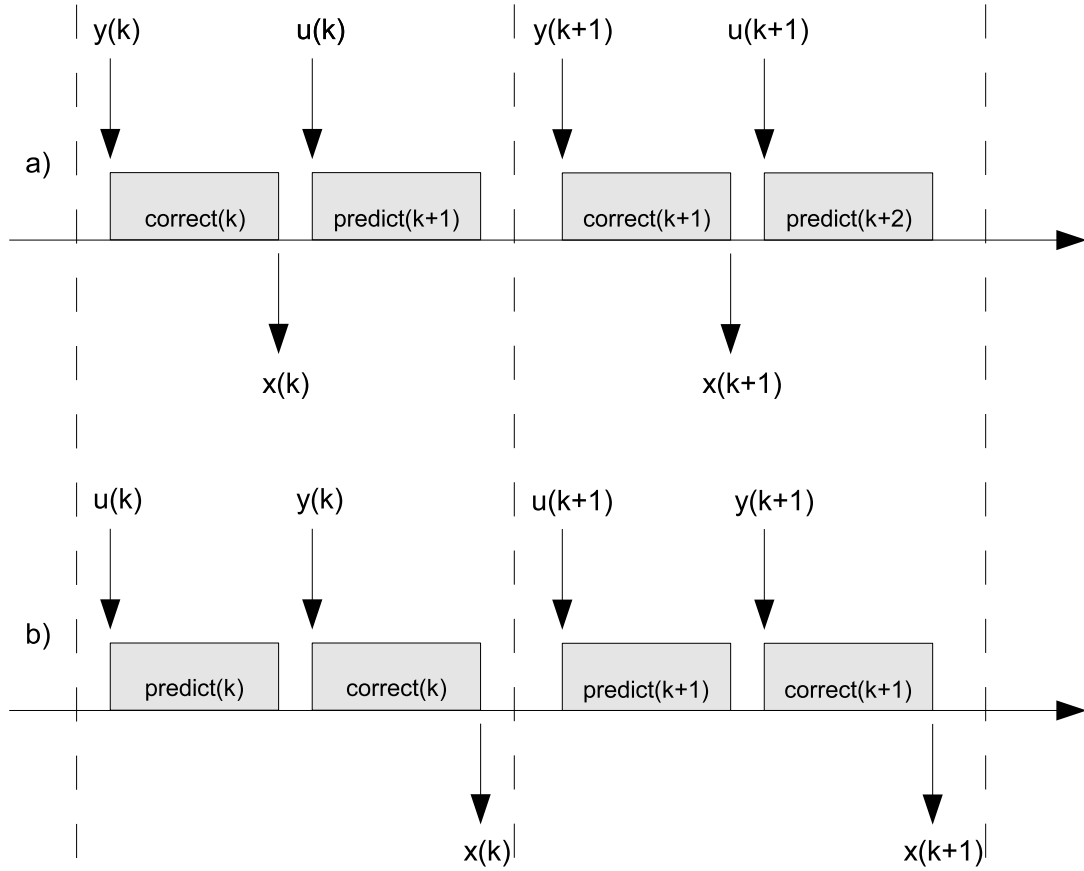


Abb. 3.8: Abhängigkeit der Berechnung des geschätzten Zustandes x_k von der Reihenfolge der Filterschritte

Prozessmodell oder eine Messung vorliegt. Die Grundfunktion aller nachfolgend genannten Filter stammt von diesem einfachen Kalman-Filter ab, der deswegen hier näher erläutert wird (vgl. [WB04]).

Der Kalman-Filter schätzt die Zustände $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ eines diskreten linearen zeitinvarianten Systems, das durch eine stochastische Differenzengleichung beschrieben wird:

$$\mathbf{x}_k = \mathbf{A}\mathbf{x}_{k-1} + \mathbf{B}\mathbf{u}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1} \quad (3.70)$$

mit der Messung $\mathbf{y} \in \mathbb{R}^m$:

$$\mathbf{y}_k = \mathbf{C}\mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (3.71)$$

\mathbf{w}_k und \mathbf{v}_k bezeichnen hier das Prozessrauschen bzw. das Messrauschen; diese werden als weiß und unkorreliert angenommen. Als Wahrscheinlichkeitsverteilung wird für beide Rauschprozesse eine Normalverteilung zu Grunde gelegt:

$$\begin{aligned} p(\mathbf{w}) &\sim \mathcal{N}(0, \mathbf{Q}) \\ p(\mathbf{v}) &\sim \mathcal{N}(0, \mathbf{R}) \end{aligned}$$

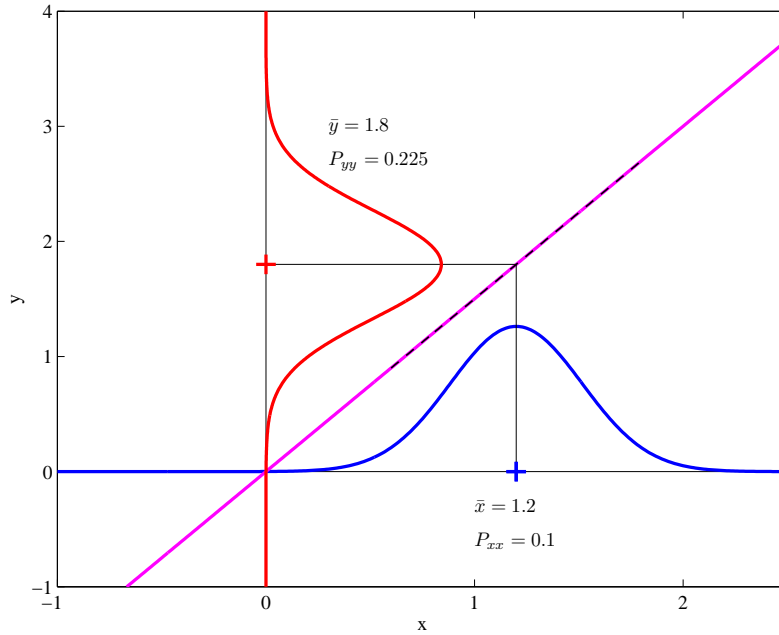


Abb. 3.9: Darstellung der Transformation von Mittelwert und Kovarianz über eine lineare Funktion der Form $y = f(x) = 1,5 \cdot x$ beim Kalman-Filter

Die *a priori* Schätzung des Zustandes \mathbf{x} zum Zeitpunkt k wird mit $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ bezeichnet, sie wird aus dem Prozesswissen vor dem Zeitschritt k gewonnen.

Die *a posteriori* Schätzung $\hat{\mathbf{x}}_k$ wird durch die Messung \mathbf{y}_k zum Zeitschritt k korrigiert. Damit lassen sich nun *a priori* und *a posteriori* Schätzfehler ableiten:

$$\begin{aligned} \mathbf{e}_k^- &= \mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^- \\ \mathbf{e}_k &= \mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k \end{aligned}$$

Somit folgt für die *a priori* Fehler-Kovarianz-Matrix:

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbb{E} [\mathbf{e}_k^- \mathbf{e}_k^{-T}] \quad (3.72)$$

und für die *a posteriori* Fehler-Kovarianz-Matrix:

$$\mathbf{P}_k = \mathbb{E} [\mathbf{e}_k \mathbf{e}_k^T] \quad (3.73)$$

Ziel des Kalman-Filters ist es, die *a posteriori* Fehler-Kovarianz-Matrix zu minimieren. Der Weg dorthin besteht darin, aus einer *a priori* Schätzung der Zustände $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ und einer Linearkombination aus dem geschätzten Prozessausgang $\mathbf{C}\hat{\mathbf{x}}_k^-$ und dem gemessenen \mathbf{y}_k eine möglichst gute Schätzung für den *a posteriori* Zustand $\hat{\mathbf{x}}_k$ zu gewinnen:

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \mathbf{C}\hat{\mathbf{x}}_k^-) \quad (3.74)$$

\mathbf{K} ist die Kalman-Verstärkung und muss so ausgelegt sein, dass die *a posteriori* Kovarianzmatrix \mathbf{P}_k minimal wird, d.h. die Fehler \mathbf{e}_k werden ebenso minimal. Eine sehr populäre Darstellung von \mathbf{K} ist durch folgende Gleichung gegeben.

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{C}^T (\mathbf{C} \mathbf{P}_k^- \mathbf{C}^T + \mathbf{R})^{-1} \quad (3.75)$$

Die Herleitung wird hier nicht aufgeführt, da sie relativ umfangreich und nicht Bestandteil dieser Arbeit ist (siehe z.B. [Sch77], [Gel74]). Die Kalman-Verstärkung dient dazu, im Korrekturschritt aus der *a priori*-Schätzung mithilfe der Messung eine *a posteriori* Schätzung für den Zustand $\hat{\mathbf{x}}_k$ zu berechnen, wie in Gleichung 3.74 dargestellt. Am Anfang des Filtervorgangs ist \mathbf{K} im Allgemeinen relativ groß, wird aber mit jedem Filterschritt kleiner. Der letzte Schritt der Korrektur besteht darin, einen neuen Schätzwert \mathbf{P}_k für die Kovarianzmatrix zu bestimmen.

Somit lauten nun die kompletten Gleichungen des Kalman-Filters wie sie in den Gleichungssätzen 3.76 und 3.77 dargestellt sind. Diskrete Kalman-Filter Gleichungen zur Prädiktion der Zustände

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \mathbf{A} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} + \mathbf{B} \mathbf{u}_{k-1} \quad (3.76a)$$

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{A} \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{A}^T + \mathbf{Q} \quad (3.76b)$$

Diskrete Kalman-Filter Gleichungen zur Korrektur der Zustände

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{C}^T (\mathbf{C} \mathbf{P}_k^- \mathbf{C}^T + \mathbf{R})^{-1} \quad (3.77a)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \mathbf{C} \hat{\mathbf{x}}_k^-) \quad (3.77b)$$

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{C}) \mathbf{P}_k^- \quad (3.77c)$$

Der rekursive Charakter des Kalman-Filters soll anhand von Bild 3.10 erläutert werden. Um die Zustände des folgenden Zeitschrittes schätzen zu können, genügen die Kenntnisse des momentanen Schrittes. Nach einer Initialisierung im ersten Prädiktionsschritt können Schätzwerte für $\hat{\mathbf{x}}_1$ und \mathbf{P}_1 berechnet werden. Durch eine darauf folgende Messung werden daraus im Korrekturschritt *a posteriori* Schätzwerte bestimmt. Diese dienen dem nächsten Prädiktionsschritt wiederum als Eingangswerte, wodurch der Kreislauf geschlossen wäre. Der Vorteil dieser Art zu Filtern besteht darin, dass immer nur die aktuellen Werte von $\hat{\mathbf{x}}_k$ und \mathbf{P}_k gespeichert werden.

3.2.1.4 Erweitertes Kalman-Filter

Der erweiterte Kalman-Filter (EKF) ist die Erweiterung des normalen Kalman-Filters auf nichtlineare Systeme. Genauso wie beim KF werden die Zustände durch eine Gaußsche Zufallsverteilung mit einem Mittelwert $\bar{\mathbf{x}}$ und einer Kovarianz $\mathbf{P}_{\mathbf{xx}}$

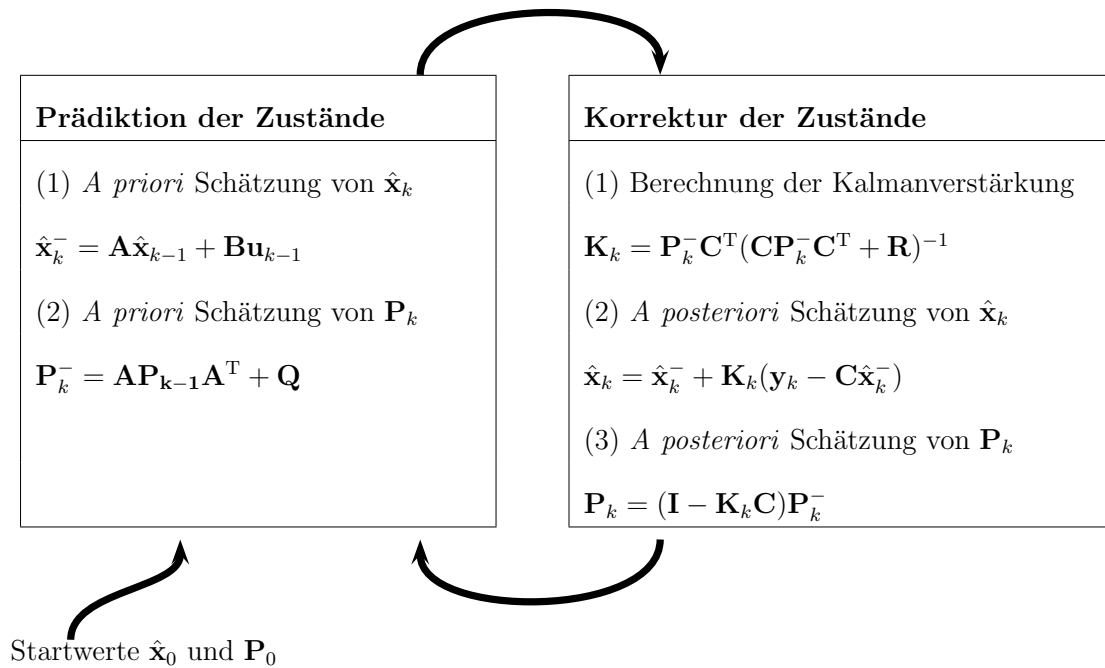


Abb. 3.10: Rekursive Funktionsweise des Kalman-Filters

dargestellt. Der einzige Unterschied ist, dass bei einem nichtlinearen Systemen keine linearen Systemmatrizen \mathbf{A} , \mathbf{B} und \mathbf{C} vorliegen, wie sie für den rekursiven Algorithmus nach Bild 3.10 benötigt werden. Um dennoch die Gleichungen des normalen KF verwenden zu können, ist die Systemgleichung (DGL) im jeweiligen Arbeitspunkt zu linearisieren. Dies geschieht mit einer Linearisierung 1. Ordnung. Da es sich im Allgemeinen um Systeme mit mehreren Zuständen handelt, folgt als Linearisierung der DGL eine Matrix von Ableitungen, die Jacobi-Matrix. Mit diesen Matrizen wird dann analog zum normalen Kalman-Filter weiter verfahren.

Eine grafische Darstellung, wie eine nichtlineare Funktion mit dem EKF behandelt wird, kann Bild 3.11 entnommen werden. Die eindimensionale nichtlineare Funktion gehorcht der Vorschrift:

$$y = f(x) = 3 \sin(0,5x) + 0,1 \sin(5x)$$

Im Arbeitspunkt des Filters $\bar{x} = 1,3$ wird die Funktion linearisiert. Über die nun lineare Transformationsvorschrift (dargestellt durch die gestrichelte Gerade) wird aus der alten Zugehörigkeitsfunktion - mit einer Kovarianz von $P_{xx} = 0,1$ - eine neue berechnet (Mittelwert $\bar{y} = 1,8371$, Kovarianz $P_{yy} = 0,28305$).

Die folgende Herleitung ist angelehnt an [WB04]. Der Prozess sei durch folgende

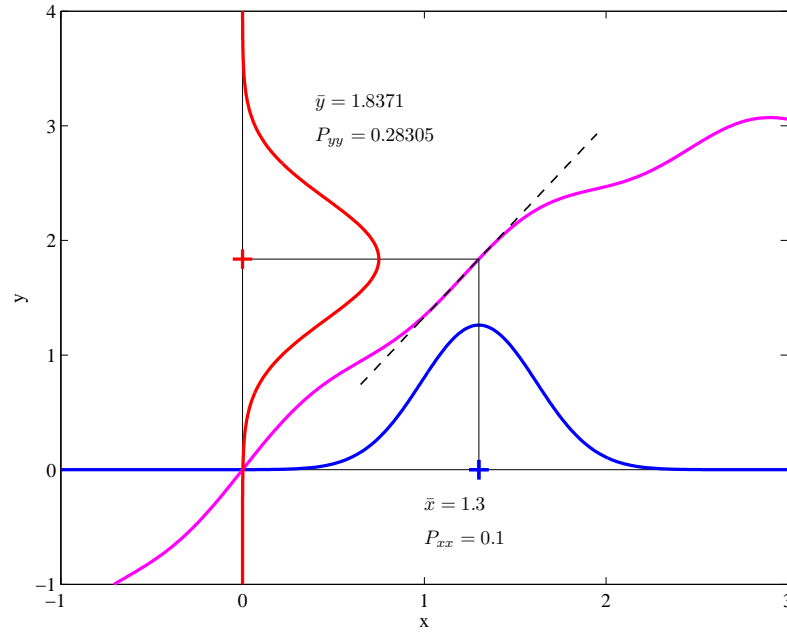


Abb. 3.11: Prinzipielle Arbeitsweise des EKF an einer eindimensionalen nicht-linearen Funktion der Form $y = f(x) = 3 \sin(0,5x) + 0,1 \sin(5x)$

nichtlineare zeitkontinuierliche DGL beschrieben:

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{w}) \quad (3.78a)$$

$$\mathbf{y} = h(\mathbf{x}, \mathbf{v}) \quad (3.78b)$$

Dabei beschreibt \mathbf{w} das Prozessrauschen und \mathbf{v} das Messrauschen. Die Diskretisierung der Systemgleichungen 3.78 führt auf die beiden folgenden Gleichungen:

$$\mathbf{x}_k = f(\mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}, \mathbf{w}_{k-1}) \quad (3.79a)$$

$$\mathbf{y}_k = h(\mathbf{x}_k, \mathbf{v}_k) \quad (3.79b)$$

In der Realität sind die genauen Werte für die beiden Rauschgrößen \mathbf{w}_k und \mathbf{v}_k selten bekannt und werden daher festgelegt. Unter der Annahme eines mittelwertfreien Rauschens werden daher Zustands- und Ausgangsvektor durch folgende Gleichungen angenähert:

$$\tilde{\mathbf{x}}_k = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}, 0) \quad (3.80a)$$

$$\tilde{\mathbf{y}}_k = \mathbf{h}(\tilde{\mathbf{x}}_k, 0) \quad (3.80b)$$

mit einer *a posteriori* Schätzung $\hat{\mathbf{x}}_k$ des Zustandes zu einem früheren Zeitpunkt k . Werden diese beiden Gleichungen um ihren Arbeitspunkt $\tilde{\mathbf{x}}_k$ bzw. $\tilde{\mathbf{y}}_k$ linearisiert, ergeben sich die folgenden Approximationen:

$$\mathbf{x}_k \approx \tilde{\mathbf{x}}_k + \mathbf{A}_J(\mathbf{x}_{k-1} - \hat{\mathbf{x}}_{k-1}) + \mathbf{B}\mathbf{u}_{k-1} + \mathbf{W}_J\mathbf{w}_{k-1} \quad (3.81a)$$

$$\mathbf{y}_k \approx \tilde{\mathbf{y}}_k + \mathbf{C}_J(\mathbf{x}_k - \tilde{\mathbf{x}}_k) + \mathbf{V}_J\mathbf{v}_k \quad (3.81b)$$

mit:

- den Zustands- und Beobachtungsvektoren \mathbf{x}_k und \mathbf{y}_k ,
- und den approximierten Vektoren $\tilde{\mathbf{x}}_k$ und $\tilde{\mathbf{y}}_k$ nach den Gleichungen 3.81.
- Die beiden Größen \mathbf{w}_k und \mathbf{v}_k beschreiben das Zustands- bzw. Beobachtungsrauschen analog zu Gleichung 3.70 und 3.71. Ausserdem
- die Jacobimatrix \mathbf{A}_J der partiellen Ableitungen von \mathbf{f} nach \mathbf{x}

$$\mathbf{A}_{J,[i,j]} = \left. \frac{\partial f_{[i]}}{\partial x_{[j]}} \right| (\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}, 0)$$

- die Jacobimatrix \mathbf{W}_J der partiellen Ableitungen von \mathbf{f} nach \mathbf{w}

$$\mathbf{W}_{J,[i,j]} = \left. \frac{\partial f_{[i]}}{\partial w_{[j]}} \right| (\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}, 0)$$

- die Jacobimatrix \mathbf{C}_J der partiellen Ableitungen von \mathbf{h} nach \mathbf{x}

$$\mathbf{C}_{J,[i,j]} = \left. \frac{\partial h_{[i]}}{\partial x_{[j]}} \right| (\tilde{\mathbf{x}}_k, 0)$$

- und die Jacobimatrix \mathbf{V}_J der partiellen Ableitungen von \mathbf{h} nach \mathbf{v}

$$\mathbf{V}_{J,[i,j]} = \left. \frac{\partial h_{[i]}}{\partial v_{[j]}} \right| (\tilde{\mathbf{x}}_k, 0)$$

Zur Vereinfachung wurden die Indizes k bei den Matrizen weggelassen, obwohl diese sich während jedes Zeitschrittes ändern, da es sich hier um ein nichtlineares System handelt. Häufig liegen die Systemgleichungen eines Prozesses nicht in diskreter Form vor, wodurch sich die Berechnung der Jacobi-Matrizen etwas anders darstellt (vgl. [Kli95]).

1. Berechnung der partiellen Ableitungen

$$\mathbf{A}_J = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \cdots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \ddots & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \cdots & \cdots & \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix} \quad (3.82)$$

$$\mathbf{C}_J = \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial x_1} & \frac{\partial h_1}{\partial x_2} & \cdots & \frac{\partial h_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial h_2}{\partial x_1} & \ddots & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial h_m}{\partial x_1} & \cdots & \cdots & \frac{\partial h_m}{\partial x_n} \end{bmatrix} \quad (3.83)$$

$$\mathbf{W}_J = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial w_1} & \frac{\partial f_1}{\partial w_2} & \cdots & \frac{\partial f_1}{\partial w_n} \\ \frac{\partial f_2}{\partial w_1} & \ddots & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_n}{\partial w_1} & \cdots & \cdots & \frac{\partial f_n}{\partial w_n} \end{bmatrix} \quad (3.84)$$

$$\mathbf{V}_J = \begin{bmatrix} \frac{\partial h_1}{\partial v_1} & \frac{\partial h_1}{\partial v_2} & \cdots & \frac{\partial h_1}{\partial v_m} \\ \frac{\partial h_2}{\partial v_1} & \ddots & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial h_m}{\partial v_1} & \cdots & \cdots & \frac{\partial h_m}{\partial v_m} \end{bmatrix} \quad (3.85)$$

2. Entwicklung der nichtlinearen Funktion in einer Taylorreihe und Abbruch nach dem ersten Glied (am Beispiel der Matrix \mathbf{A}):

$$\begin{aligned} \mathbf{A} &= \mathbf{I} + t_s \cdot \mathbf{A}_J \\ \mathbf{A} &= \begin{bmatrix} 1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \ddots & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & 0 \\ 0 & \cdots & 0 & 1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} t_s \cdot \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & t_s \cdot \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \cdots & t_s \cdot \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ t_s \cdot \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \ddots & & \vdots \\ \vdots & & \ddots & \vdots \\ t_s \cdot \frac{\partial f_n}{\partial x_1} & \cdots & \cdots & t_s \cdot \frac{\partial f_n}{\partial x_n} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (3.86)$$

Die genaue Herleitung der folgenden Gleichungen zur Prädiktion und Korrektur ist in dieser Arbeit nur von untergeordneter Rolle, weshalb sie hier nicht aufgeführt ist. Sie ist denen des normalen Kalman-Filters sehr ähnlich. Um die Notation konsistent zu halten wird im folgenden $\tilde{\mathbf{x}}_k$ durch die *a priori* Notation $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ ersetzt. Diskrete EKF Gleichungen zur Prädiktion der Zustände

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}, 0) \quad (3.87a)$$

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{A}_k \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{A}_k^T + \mathbf{W}_k \mathbf{Q}_{k-1} \mathbf{W}_k^T \quad (3.87b)$$

Die hier auftretende Matrix \mathbf{Q} beschreibt die Kovarianz des Prozessrauschens und wurde hier mit einem Index versehen, um zu verdeutlichen, dass sie sich mit jedem Zeitschritt ändern kann. Diskrete EKF Gleichungen zur Korrektur der Zustände

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{C}_k^T (\mathbf{C}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{C}_k^T + \mathbf{V}_k \mathbf{R}_k \mathbf{V}_k^T)^{-1} \quad (3.88a)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{y}_k - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^-, 0)) \quad (3.88b)$$

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{C}_k) \mathbf{P}_k^- \quad (3.88c)$$

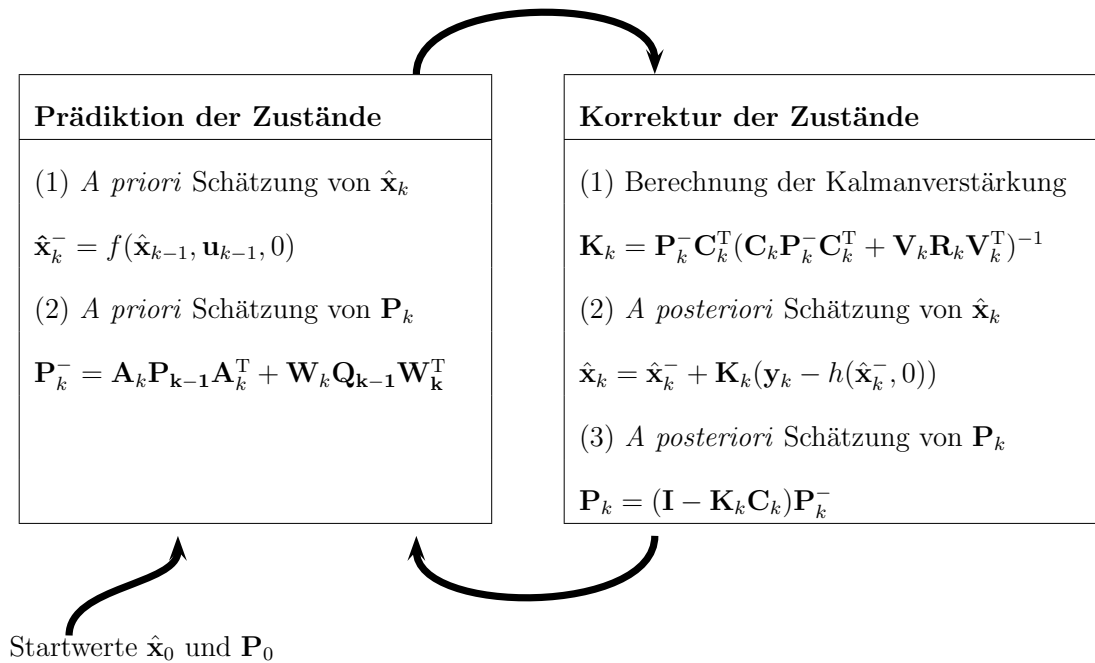


Abb. 3.12: Rekursive Funktionsweise des erweiterten Kalman-Filters

\mathbf{R}_k ist die mit jedem Zeitschritt veränderliche Kovarianz des Messrauschens. Bei der späteren Implementierung allerdings wurden sowohl \mathbf{Q} , \mathbf{R} als auch alle Jacobi-Matrizen mit Ausnahme von \mathbf{A}_k als konstant angenommen. Aus den Gleichungssätzen 3.87 und 3.88 ist zu entnehmen, dass die prinzipielle Arbeitsweise des EKF identisch zum KF ist. In Bild 3.12 ist die rekursive Arbeitsweise des EKF nochmals zusammengefasst dargestellt.

3.2.2 Systemmodelle

Das Systemmodell wird aus einem translatorischen und einem rotatorischen Strang aufgebaut, die die Zustände: Position und Geschwindigkeit bzw. Richtung beinhalten. Für die Gestaltung der Systemgleichungen ergeben sich nun mehrere Möglichkeiten.

3.2.2.1 Variante für das Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und Hodometer

Hierzu wird der folgende Zustandsvektor genutzt:

$$\underline{x} = \begin{bmatrix} B \\ L \\ \psi \\ V^t \\ \omega_b \\ RC_\omega \\ SKFe_\omega \\ SKFe_{ODO} \end{bmatrix} \quad (3.89)$$

Der Zustandsvektor enthält die, für das hier angewendete Koppelnavigationsverfahren, notwendigen Elemente:

- B – Breitengrad der aktuellen Position im WGS 84 Koordinatensystem
- L – Längengrad der aktuellen Position im WGS 84 Koordinatensystem
- ψ – aktueller Kurswinkel des Fahrzeugs
- V^t – aktuelle Geschwindigkeit
- ω_b – aktuelle Drehgeschwindigkeit um die Hochachse

Zusätzlich werden im Zustandsvektor die von der Filterlösung zu bestimmenden Fehlerparameter aufgenommen:

- RC_ω – BIAS des Drehratenmessers
- $SKFe_\omega$ – fehlerbehafteter Skalenfaktor des Drehratenmessers
- $SKFe_{ODO}$ – fehlerbehaftete Skalenfaktor des Hodometers

Diese Einteilung ist angelehnt an den Ansatz eines SDA (siehe [Bey93], [Bri71], [Rec98], [Sti94]), bei dem nur die Anteile in der Ebene mit konstanter Höhe extrahiert sind.

Die im Zustandsvektor zusätzlich aufgenommenen Fehlerparameter dienen später im Systemmodell zur Bestimmung bzw. Korrektur der möglichen Skalenfaktor- und Offset-Fehler vom Drehratensensor und Hodometer. Als Skalenfaktorfehler des Hodometers wird nur ein Parameter für die Korrektur der gemittelten Geschwindigkeit vom linkem und rechtem Hinterrad nach Gleichung 3.33 mitgeführt.

Die Systemgleichung ergibt sich in diesem Fall zu:

$$\mathbf{f}(x_{k-1}, u_{k-1}) = \begin{bmatrix} B + ((V^t \cdot SKFe_{ODO} \cdot \Delta t) \cdot \cos(\psi + \beta)) / (R_e^M(B) + H) \\ L + ((V^t \cdot SKFe_{ODO} \cdot \Delta t) \cdot \sin(\psi + \beta)) / ((R_e^N(B) + H) \cdot \cos B) \\ \psi + (SKFe_\omega \cdot (\omega^b + RC_\omega) - \omega_{in}^n(B, \psi, V^t)) \cdot \Delta t \\ V^t \\ \omega_b \\ RC_\omega \\ SKFe_\omega \\ SKFe_{ODO} \end{bmatrix} \quad (3.90)$$

Die Systemgleichung wird aus den in Kapitel 3.1.1 hergeleiteten Koppelnavigationsgleichungen aufgebaut.

Für die Berechnung des Breitengrads bzw. Längengrads werden die Gleichung 3.10 und 3.11 eingesetzt. Diese Gleichungen sind erweitert um die Korrektur des Skalenfaktorfehlers des Hodometers $SKFe_{ODO}$.

Die im Systemmodell enthaltene Geschwindigkeit V^t wird direkt aus der ermittelten Hodometer-Geschwindigkeit (Gleichung 3.33) zugeführt, sowie die Drehrate ω_b die direkt die Messwerte des Drehratenmessers berücksichtigt.

Die Berechnung des Kurswinkels ψ erfolgt nach Gleichung 3.12 und wird erweitert um die Korrektur des Skalenfaktorfehlers $SKFe_\omega$ und Offsetfehlers RC_ω des Drehratensensors, sowie die Korrektur durch die Rückführdrehrate, die im folgenden erläutert wird.

Im 2 dimensionalen Fall werden die z-Anteile der folgenden Korrekturterme berücksichtigt:

- Transportdrehrate (z-Anteil)

Die Transportdrehrate beschreibt die entstehende Rotation der Plattform aufgrund der Bewegung des Fahrzeugs gegenüber der gekrümmten Erdoberfläche.

$$\omega_{en}^n = - (V^t \cdot \sin(\psi) / ((R_e^N + H) \cdot \cos(B))) \cdot \sin(B) = -\dot{L} \sin(B) \quad (3.91)$$

- Erddrehrate (z-Anteil)

Die Erddrehrate beschreibt die Rotation der Plattform aufgrund der Erdrotation gegenüber dem Navigationskoordinatensystem.

$$\omega_{ie}^n = -\omega_e \cdot \sin(B) \quad \text{mit } \omega_e = 7,2921151467 \cdot 10^{-5} \text{ [rad/sec]} \quad (3.92)$$

Sie wird benötigt um Anteile der Erddrehrate im ω_z Kanal zu kompensieren.

- Rückführdrehrate (z-Anteil)

Die Rückführdrehrate ω_{in}^n dient bei der Berechnung der analytischen Plattform eines SDA zur Korrektur der körperfest gegenüber dem inertialen Raum

gemessenen Drehrate ω_{ib}^b . Sie kombiniert die Transport- und die Erddrehrate.

$$\omega_{in}^n = \omega_{en}^n + \omega_{ie}^n = -(\dot{L} + \omega_e) \cdot \sin(B) \quad (3.93)$$

Dieser Wert wird in den Berechnungen zwar mitgeführt, ist jedoch außerordentlich klein in Relation zur Messgenauigkeit des Drehratenmessers.

Als weitere drei Systemgleichungen müssen die zuvor beschriebenen $SKFe_{ODO}$, $SKFe_\omega$ und RC_ω im Systemmodell mitgeführt werden.

Für die *A posteriori* Schätzung im erweiterten Kalman Filter wird ein Messvektor benötigt. In dieser Arbeit wird für alle drei realisierten Verfahren derselbe Messvektor eingesetzt. Dem EKF werden über den Messvektor die Werte, die aus dem GPS gewonnen werden, zugeführt. Es sind dies:

- Breitengrad
- Längengrad
- Trackwinkel
- Geschwindigkeit

Somit gestaltet sich der Messvektor folgendermaßen:

$$\underline{m} = \begin{bmatrix} B_{GPS} \\ L_{GPS} \\ \nu_{GPS} \\ V_{GPS} \end{bmatrix} \quad (3.94)$$

Bei der Verwendung des Trackwinkels ν des GPS ist zu berücksichtigen, dass die Rückführung dieses Wertes auf den Kurswinkel ψ des Fahrzeugs nur dann gültig ist, wenn die Geschwindigkeit im körperfesten Koordinatensystem in y-Richtung $V_y^b = 0$ ist, bzw. kein Schwimmwinkel vorliegt.

3.2.2.2 Variante für das Differential-Hodometer-Verfahren

Der Zustandsvektor für das Differential-Hodometer-Verfahren an der Hinterachse in der vereinfachten Version beinhaltet folgende Elemente:

$$\underline{x} = \begin{bmatrix} B \\ L \\ \psi \\ V^t \\ \omega_b \\ RC_\omega \\ SKFe_\omega \\ SKFe_{ODO} \\ V_{hl} \\ V_{hr} \end{bmatrix} \quad (3.95)$$

Gegenüber den unter Kapitel 3.2.2.1 dargestellten Variablen ergeben sich beim Differential-Hodometer-Verfahren die zusätzlichen Variablen im Zustandsvektor:

- V_{hl} – berechnete Geschwindigkeit des hinteren, rechten Fahrzeugs nach Gleichung 3.31
- V_{hr} – berechnete Geschwindigkeit des hinteren, linken Fahrzeugs nach Gleichung 3.31

Das Systemmodell der Differential-Hodometer-Verfahren sieht folgendermaßen aus:

$$\mathbf{f}(x_{k-1}, u_{k-1}) = \begin{bmatrix} B + ((V^t \cdot SKFe_{ODO} \cdot \Delta t) \cdot \cos(\psi)) / (R_e^M + H) \\ L + ((V^t \cdot SKFe_{ODO} \cdot \Delta t) \cdot \sin(\psi)) / ((R_e^N(B) + H) \cdot \cos B) \\ \psi + (SKFe_\omega \cdot (\omega^b + RC_\omega) - \omega_{in}^n(B, \psi, V^t)) \cdot \Delta t \\ (V_{hr} + V_{hl}) / 2 \\ (V_{hr} - V_{hl}) / d_h \\ RC_\omega \\ SKFe_\omega \\ SKFe_{ODO} \\ V_{hl} \\ V_{hr} \end{bmatrix} \quad (3.96)$$

Im Systemmodell für das Differential-Hodometer-Verfahren ändern sich lediglich zwei Berechnungen gegenüber dem Systemmodell aus 3.2.2.1

Es sind dies, die Berechnung der Geschwindigkeit V^t nach der Gleichung 3.33, sowie die Drehrate ω_b nach Gleichung 3.32 aus Kapitel 3.1.2. Zusätzlich werden die Geschwindigkeiten V_{hl} und V_{hr} , gemessen an den beiden Hinterrädern, in diesem Modell aufgenommen.

3.2.2.3 Variante für das Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und Differential-Hodometer-Verfahren

Das Systemmodell dieser Lösung kombiniert die zwei zuvor beschriebenen Systemmodelle. Es basiert auf dem Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und Hodometer. Im Zustandsvektor werden jedoch zusätzlich die Zustände V_{hl} , V_{hr} , ω_b^{odox} , RC_ω^{odox} , $SKFe_\omega^{odox}$ des Differential-Hodometer Verfahrens mitgeführt.

Der Zustandsvektor für dieses Verfahren wird entsprechend umfangreicher und lautet:

$$\underline{x} = \begin{bmatrix} B \\ L \\ \psi \\ V^t \\ \omega_b \\ RC_\omega \\ SKFe_\omega \\ SKFe_{ODO} \\ V_{hl} \\ V_{hr} \\ \omega_b^{odox} \\ RC_\omega^{odox} \\ SKFe_\omega^{odox} \end{bmatrix} \quad (3.97)$$

Analog dazu werden im Systemmodell die jeweiligen Gleichungen der beiden vorherigen Verfahren eingesetzt:

$$\mathbf{f}(x_{k-1}, u_{k-1}) = \begin{bmatrix} B + ((V^t \cdot SKFe_{ODO} \cdot \Delta t) \cdot \cos(\psi + \beta)) / (R_e^M(B) + H) \\ L + ((V^t \cdot SKFe_{ODO} \cdot \Delta t) \cdot \sin(\psi + \beta)) / ((R_e^N(B) + H) \cdot \cos B) \\ \psi + (SKFe_\omega \cdot (\omega_b^b + RC_\omega) - \omega_{in}^n(B, \psi, V^t)) \cdot \Delta t \\ (V_{hr} + V_{hl}) / 2 \\ \omega_b \\ RC_\omega \\ SKFe_\omega \\ SKFe_{ODO} \\ V_{hl} \\ V_{hr} \\ (V_{hr} - V_{hl}) / d_h \\ RC_\omega^{odox} \\ SKFe_\omega^{odox} \end{bmatrix} \quad (3.98)$$

Somit steht in diesem Verfahren eine redundante Messung der Drehrate durch den mikromechanischen Drehratenmesser ω_b und das Differential-Hodometer ω_b^{odox} zur

Verfügung. Die berechnete Drehrate aus der Differential-Hodometer-Lösung ω_b^{odox} wird jedoch ausschließlich zur Fehlererkennung eingesetzt.

Die Navigationslösung dieses kombinierten Verfahrens aus Drehratenmesser und Differential-Hodometer liefert daher die identische Lösung wie das Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und einfachem Hodometer aus 3.2.2.1 sofern keine GPS Informationen über den Messvektor zugeführt werden.

3.2.2.4 Verwendung der Systemgleichung im EKF

Die Sensordatenfusion erfolgt aufgrund des vorliegenden nichtlinearen Systems in einem EKF.

Die hierfür notwendige zeitdiskrete Prozessmatrix \mathbf{A} wird bestimmt durch die Entwicklung der nichtlinearen Funktion in einer Taylorreihe und Abbruch nach dem ersten Glied, nach Gl. 3.86, mit den partiellen Differentiation der kontinuierlichen Systemmodelgleichungen $f(\underline{x})$ nach den Zuständen aus dem Zustandsvektor \underline{x} .

Die Kovarianz des Prozessrauschen \mathbf{Q} wurde als konstant angenommen. Die Kovarianz des Messrauschen \mathbf{R} wird im jeweiligen Arbeitspunkt für die Fehlerisolierung variiert. Der Ausgangsvektor \mathbf{y}_k wird durch den zuvor definierten Messvektor \underline{m} belegt. Nach der Wahl der Startwerte $\hat{\mathbf{x}}_0$, \mathbf{P}_0 und \mathbf{R}_0 stehen somit alle Matrizen und Vektoren für die Berechnung des EKF nach Abbildung 3.12 zur Verfügung.

Hierzu wurde eine Software-Programm entwickelt, welches die Prädiktions- und Zustandskorrekturschritte des EKF mit einer Frequenz von 50 Hz in jedem Arbeitspunkt berechnet.

3.2.3 Failure Detection and Isolation (FDI) Verfahren

Die Fehlerdetektion entscheidet ob in einem System ein Fehler aufgetreten ist. Die Isolierung muss unter höherem Rechenaufwand entscheiden, welche Quelle den Fehler verursacht hat.

Fehlerhafte Messwerte können sich prinzipiell an jedem Sensorausgang befinden. Korrupte Daten können die Filterlösung versagen zu lassen. Zum Beispiel können unbrauchbare GPS-Positionsdaten unter Bäumen oder in halbseitig geöffneten Tunnels auftreten. Bei einem Hodometer kann ein Fehler, z.B. bei durchdrehenden Rädern während eines Kavaliertests, auftreten. Um dem Filter lediglich Daten mit einer hohen Integrität bereitstellen zu können, wird eine Fehlererkennung und Isolierung eingesetzt.

3.2.3.1 Fehlererkennung

Zu den gängigen Systemen zählen derzeit (siehe auch [Bey93] und [BW99]):

- wählende Systeme (Voting Systems)
- fehlersensitive Filter
- Formulierung sprungförmiger Prozessänderungen
- Mehr-Hypothesen-Filter-Detektoren
- innovationsorientierte Erkennungssysteme

Wählende Systeme sind vor allem in Prozessen mit paralleler Redundanz der Hardware integrierbar. Parallele Redundanz erfordert zumeist baugleiche Geräte, deren Daten miteinander verglichen werden. Vorteilhaft gegenüber der Nutzung eines einzelnen Systems sind vor allem Eigenschaften wie Zuverlässigkeit und Toleranz gegenüber nicht gaußverteilten Signalen und eine einfache Implementierung. Allerdings ziehen sie keine Information mehr aus ungenau gewordenen Sensoren, da diese aus dem Algorithmus herausgenommen werden. Zudem können Schwierigkeiten beim Erkennen schleichender Fehler entstehen [BW99] (z.B. aufgrund thermischer Effekte). Ein weiterer elementarer Nachteil sind die hohen Kosten, die eine parallele Hardware-Redundanz verursacht. Deshalb sollen hier Verfahren analytischer Redundanz eingesetzt werden, um Kosten sparen zu können. Analytische Redundanz verwendet a priori Wissen, das in die Modellbildung eingeflossen ist (modellgestützte Redundanz).

Ein solches rechnergestütztes Fehlererkennungsverfahren ist zum Beispiel das fehlersensitive Filter, das auch nach der Einschwingzeit sensitiv gegenüber nicht modellierter Phänomene bleibt.

Während ein Standard Filter das Residuum mit wachsender Zeit immer weniger gewichtet, können exponentiell gewichtende Filter Abhilfe schaffen. Nachteil dieses Verfahrens ist jedoch die Suboptimalität und die Limitierung auf zeitinvariante Systeme.

Ein weiteres Verfahren stellt die Formulierung sprungförmiger Prozessänderungen dar, die jedoch von Anfang an bekannt sein müssen. Es können nur a priori bekannte und modellierte Fehler erkannt werden.

Größte Komplexität weist das Verfahren mit Mehr-Hypothesen-Filter-Detektoren auf. Unter Verwendung mehrerer linearer Filter, die unter der Annahme verschiedener Hypothesen des zugrunde liegenden Systemverhaltens ausgelegt werden, müssen verschiedene Modellansätze für jedes dieser Filter gewählt werden. Welches dieser Modelle das richtige darstellt, lässt sich über die Wahrscheinlichkeit der generierten Daten berechnen. So können sprungförmige Änderungen in den Wahrscheinlichkeiten detektiert und zur Fehlererkennung genutzt werden. Der Nachteil dieses Verfah-

rens ist der extrem hohe Rechenaufwand, weshalb dieser Ansatz oft dadurch vereinfacht wird, dass lediglich zwei dynamische Modelle (verfehlt oder nicht) verwendet werden. Diese besitzen unterschiedliche Systemrauschkovarianzen und verwenden eine auf dem Sequential Probability Ratio Test (SPRT) basierende Entscheidung. Für die zwei gegebenen Hypothesen (der Prozess hat sich zu einem Zeitpunkt geändert oder nicht) werden die a posteriori Wahrscheinlichkeiten der beiden Modelle berechnet und der Logarithmus des Verhältnisses dieser beiden Wahrscheinlichkeiten mit zwei Schwellwerten verglichen. Die Wahrscheinlichkeit, einer der beiden möglichen falschen Entscheidungen zu treffen, wird im SPRT vorgegeben (aus [BW99]).

Eine Residuen-Auswertung unternimmt der Ansatz der innovationsorientierten Erkennungssysteme. Der Schätzalgorithmus kann in diesem Fall so lange zur Berechnung der optimalen Zustände genutzt werden bis eine Abweichung von der Normalität festgestellt wird. Der Nachteil dieses Verfahrens ist, dass Fehler zwar erkannt, aber nicht beseitigt werden können. Es ist sogar möglich, dass Fehler, die sich nicht unmittelbar auf die Residuen auswirken, überhaupt nicht erkannt werden.

3.2.3.2 Verschiedene Phasen eines FDI

Das Fachgebiet Flugsysteme und Regelungstechnik verfügt über eine langjährige Erfahrung mit FDI-Algorithmik, weshalb in dieser Arbeit darauf aufbauend vorgegangen wird (siehe [KBT97], [Bey93], [Pfi99] und [SPKD00]).

Ein pragmatischer Ansatz innerhalb einer Optimalschätzung findet sich oft in mehrstufigen Verfahren (siehe auch [BW99] und [KBT97]). Diese beinhalten unter anderem Verfahren wie:

- Sensor Hardware Built In Test (BIT)
- Sensorsignal Plausibilitäts-Check
- Sensorsignal Crossmonitoring.

Ein BIT überwacht in einem ersten Schritt die interne Hardware der einzelnen Sensoren. Bei einigen Sensoren lassen sich auch so genannte Health-Status-Words auslesen, die über den derzeitigen Zustand der Hardware Aussagen treffen.

Der Plausibilitäts-Check prüft in einem zweiten Schritt, ob physikalische Eigenschaften, wie z.B. Maximalwerte nicht überschritten werden. Hierbei können auch Positionswerte eines positionsgebenden Sensors auf ein lokales Gebiet, in dem die Navigation erfolgen soll, beschränkt werden. Ebenso kann eine Geschwindigkeit per Definition eine ausgewählte obere Schranke nicht überschreiten.

Das Crossmonitoring umfasst die Gegenkontrolle eines unabhängigen Sensors. So kann bei Verwendung eines Beschleunigungsmessers beispielsweise der aufintegrierte Beschleunigungswert und der Geschwindigkeitswert mittels Hodometrie gegeneinander verglichen und auf Unstimmigkeiten untersucht werden.

3.2.3.3 Verwendete Fehlererkennung und Isolierung

Im Folgenden werden die in dieser Arbeit verwendeten Fehlerkennungs- und Isolierungsmaßnahmen erläutert. Die Schwierigkeiten sind hierbei, dass Bias und Skalenfaktorfehler des Drehratenmessers, bzw. des Hodometers durch die im EKF verwendete Beobachtungsgröße der GPS-Informationen Position, Geschwindigkeit und Kurs bestimmt werden. Das bedeutet dass sich fehlerhafte GPS-Werte in den Kopelnavigationsgleichungen auswirken können. Dies gilt es zu vermeiden. Eine der größten Schwierigkeiten ist die Erkennung von schleichenden GPS Fehler, verursacht durch Mehrwegausbreitung, wie in Abbildung 4.7 dargestellt.

Die folgenden Verfahren werden in dieser Arbeit eingesetzt:

- Es dürfen in den GPS Informationen keine Positionssprünge auftreten. Dies wird durch Überschreiten einer maximal zulässigen Beschleunigung erkannt und die GPS Information isoliert.
- Je nach Fahrzeugart darf eine definierte maximale Drehrate nicht überschritten werden. Bei Überschreitung werden die Messwerte nicht in der Filterlösung berücksichtigt.
- Je nach Fahrzeugart darf eine definierte maximale Geschwindigkeit nicht überschritten werden. Andernfalls darf der GPS Messvektor nicht dem EKF zugeführt werden.
- Stillstandserkennung
Bei Stillstand des Fahrzeugs, was durch die Hodometergeschwindigkeit festgestellt wird, muss die vom Drehratenmesser gemessene Drehrate ω_z gleich Null sein, bzw. der Erddrehrate entsprechen. Diese Information ist für die Bestimmung des BIAS des Drehratenmessers von größter Wichtigkeit, da in den GPS Informationen im Stand keine valide Information des Kurses vorliegt. Der GPS-Trackwinkel darf in diesem Fall nicht der Filterlösung zugeführt werden.
- Durchdrehende oder stehende Räder können über die Geschwindigkeitsänderung des Fahrzeugs detektiert werden. Stimmt die Beschleunigung des Fahrzeugs (berechnet aus den GPS Informationen) nicht mit der durch Hodometerwerte ermittelbaren Beschleunigung überein, so werden die Hodometer-Messwerte isoliert.

- Crossmonitoring der Drehrate

Das kombinierte Verfahren aus Kapitel 3.1.3 liefert durch parallele Redundanz in der Messung der Drehrate ein Entscheidungskriterium für die Fehlererkennung. Durch dieses Crossmonitoring der Drehrate des Drehratenmessers und des Differential-Hodometers gegen die GPS Kurswinkeländerung, lassen sich Fehler in der GPS-Lösung isolieren, sofern die Differenz der ermittelten Drehraten des Drehratenmessers und der Differential-Hodometer Lösung innerhalb einer festgelegten, zulässigen Fehlerschranke liegen. Abbildung 3.13 zeigt diese Drehraten im Vergleich zueinander. Die hier dargestellten Drehraten sind ein Ausschnitt aus der Messfahrt A3, bei der GPS-Positionsfehler bis zu 14m aufgetreten sind (vgl. Abb 4.7 und 4.8). Die Fehlerisolierung erfolgt durch eine Erhöhung der Kovarianz des Messrauschens \mathbf{R} auf dem vom GPS ermittelten Trackwinkel. Je größer die Drehraten-Differenz ist, desto geringer wird der Einfluss des GPS Trackwinkels in der *A posteriori* Schätzung von $\hat{\mathbf{x}}_k$.

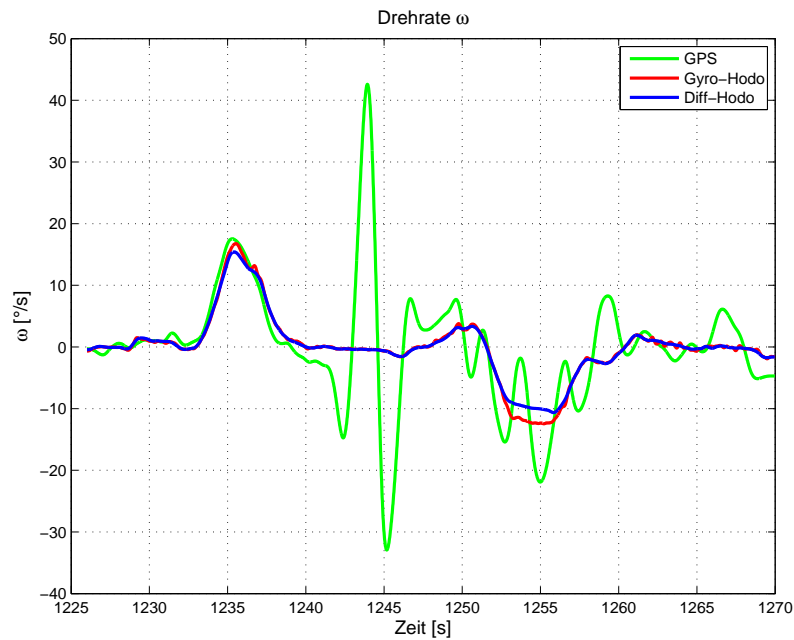


Abb. 3.13: Vergleich der Drehraten⁹

⁹beim GPS: $\omega = \Delta\nu/\Delta T$

- Skalenfaktorfehler Schätzung

Sofern die GPS Informationen als valide detektiert werden (aus dem Messvektor Gleichung 3.94), gehen diese im EKF als Beobachtungsgröße ein. Im EKF werden mit dieser Messung die Skalenfaktorfehler von Hodometergeschwindigkeit und Drehrate geschätzt und anschließend in der Berechnung des neuen Zustands verwendet. Exemplarisch wird der Verlauf des Skalenfaktorfehlers der Drehrate während einer Messfahrt in Abbildung 3.14 dargestellt.

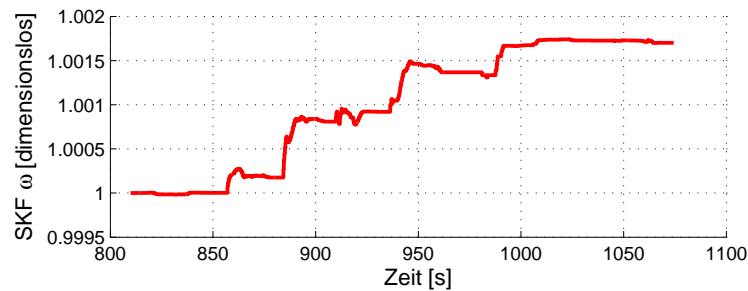


Abb. 3.14: Skalenfaktorfehler Drehrate

- Bias Schätzung

Die Bias Schätzung verläuft analog zur zuvor beschriebenen Skalenfaktorfehler Schätzung. Exemplarisch ist der Verlauf des Bias der Drehrate in Abbildung 3.15 dargestellt.

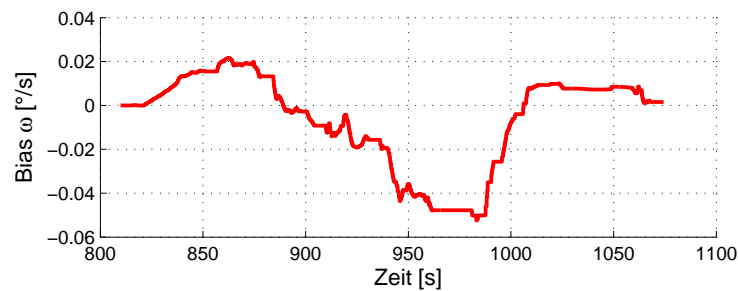


Abb. 3.15: Bias Drehrate

3.3 Sensorfehler und Messfehler

Die verwendeten Sensoren haben vielfältige Arten von Fehlerquellen. Im folgenden Kapitel werden die verschiedenen Fehlerquellen analysiert und gegebenenfalls Methoden zur Reduzierung und Berücksichtigung dieser Fehler bereitgestellt.

3.3.1 Drehratensensor

Die Temperatur- und Beschleunigungsabhängigkeit des Drehratensensors wurde bereits in der Arbeit [Mit05] intensiv untersucht. Dabei erfolgte eine Untersuchung einer Inertialnavigationseinheit, die auch in dieser Arbeit verwendet wurde. Die Ergebnisse dieser Arbeit sind im Folgenden dargestellt. Die Einheit ist mit drei Drehratensensoren und drei Beschleunigungsmessern bestückt, die rechtwinklig zueinander angeordnet sind und in den drei Raumachsen messen.

Um die diskreten Daten des Drehratensensors in Beschleunigungen zu überführen, wird ein Sensormodell benötigt, welches die Beziehung zwischen diskretem Abtastwert und physikalischer Größe herstellt.

Die Beziehung zwischen diskreter Größe und physikalischer Größe lassen sich nach [Mül05] wie folgt aufstellen:

$$\underline{b} + \underline{s}^{-1} \cdot \underline{M} \cdot \underline{v}_i + \underline{\eta} = \underline{v}_s \quad (3.99)$$

Die Elemente des Vektors \underline{b} entsprechen den dimensionslosen Biasen der Sensoren, also den Sensorsignalen, die ausgegeben werden, wenn die zu messenden Größen gerade nicht auftreten. Der Skalenfaktor \underline{s} skaliert die diskreten Werte auf physikalische Größen. Die Misalignmentmatrix \underline{M} korrigiert Achsschiefstellungen, die sowohl durch Fertigungsfehler als auch durch Montagefehler entstehen. In der Implementation des Algorithmus zur Sensordatenaufbereitung wird die Misalignmentmatrix \underline{M} mit der Einheitsmatrix initialisiert. Auftretende Ausrichtungsfehler können von außen an den Algorithmus übergeben und so korrigiert werden. \underline{v}_s entspricht den diskreten, dimensionslosen Sensorsignalen, \underline{v}_i den entsprechenden inertialen Größen. Der Vektor $\underline{\eta}$ beinhaltet das nicht kompensierbare Eigenrauschen der Sensoren.

3.3.1.1 Bias

Die Biase der Drehratensensoren sind sowohl von der Temperatur als auch von der auf sie ausgeübten Beschleunigung abhängig. Die Modellierung dieser Abhängigkeiten für den temperatur- und beschleunigungsabhängigen Bias kann über folgende Beziehung erfolgen.

$$\underline{b} = \underline{b}_0(T) + \underline{B}_a \cdot \underline{a}^b \quad (3.100)$$

Der Vektor \underline{b}_0 bildet die Temperaturabhängigkeit der Biase ab, die Matrix \underline{B}_a den Einfluss der Beschleunigung \underline{a}^b , die auf die Sensoren wirkt.

$$\underline{B}_a \cdot \underline{a}^b = \begin{pmatrix} b_{xx} & b_{xy} & b_{xz} \\ b_{yx} & b_{yy} & b_{yz} \\ b_{zx} & b_{zy} & b_{zz} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_x^b \\ a_y^b \\ a_z^b \end{pmatrix} \quad (3.101)$$

Die Bestimmung der temperaturabhängigen Biase und der Koeffizienten der Matrix \underline{B}_a erfolgt anhand der zur Kalibrierung des Beschleunigungssensors durchgeführten Würfelmessung. In der Würfelmessung wird die Sensoreinheit nacheinander auf die sechs Grundflächen gestellt, um den Einfluss der Gravitation auf die jeweiligen Sensorachse abbilden zu können. Die Reihenfolge der Messungen und das Temperaturprofil entsprechen Tabelle 3.1 und Tabelle 3.2. Abbildung 3.16 zeigt die

| | a_x | a_y | a_z |
|-----------|-------|-------|-------|
| Messung 1 | 0 | 0 | -g |
| Messung 2 | +g | 0 | 0 |
| Messung 3 | 0 | 0 | +g |
| Messung 4 | -g | 0 | 0 |
| Messung 5 | 0 | +g | 0 |
| Messung 6 | 0 | -g | 0 |

Tabelle 3.1: Achsrichtung Würfelmessung

| Zeit | Beginn | 0 s | 300 s | 1400 s | Ende |
|-------------------|--------|------|-------|--------|------|
| Temperaturvorgabe | 20 °C | 50°C | -10°C | 20°C | 20°C |

Tabelle 3.2: Temperaturprofil Klimakammer

Temperatur- und beschleunigungsabhängigen Biase der Drehratensensoren bei den sechs durchgeführten Messungen der Würfelmessung. Diese Abbildung enthält die Darstellung der diskreten, dimensionslosen numerischen Ausgangswerte eines 16 bit AD-Wandlers für die Sensorsignale Drehrate ω bzw. die Temperatur T . Die Ausgangswerte des Drehratenmessers werden erst später in Kap. 3.3.1.2 in physikalische Größen überführt.

Jeder der verwendeten MEMS-Drehratensensoren besitzt einen internen Temperatursensor. Bei der Temperaturkalibrierung wurde für jeden Drehratensensor jeweils der interne Temperatursensor verwendet und dessen dimensionsloses Ausgangssignal (erhalten als Ausgang einer AD-Wandlung) für die Kalibrierung eingesetzt. Die Temperaturen werden nicht explizit in physikalische Größen überführt.

Zur Ermittlung der Temperaturabhängigkeit der Drehratensensoren wird Messung 1 als Referenz herangezogen. Bei der Auswertung der Versuche stellte sich heraus,

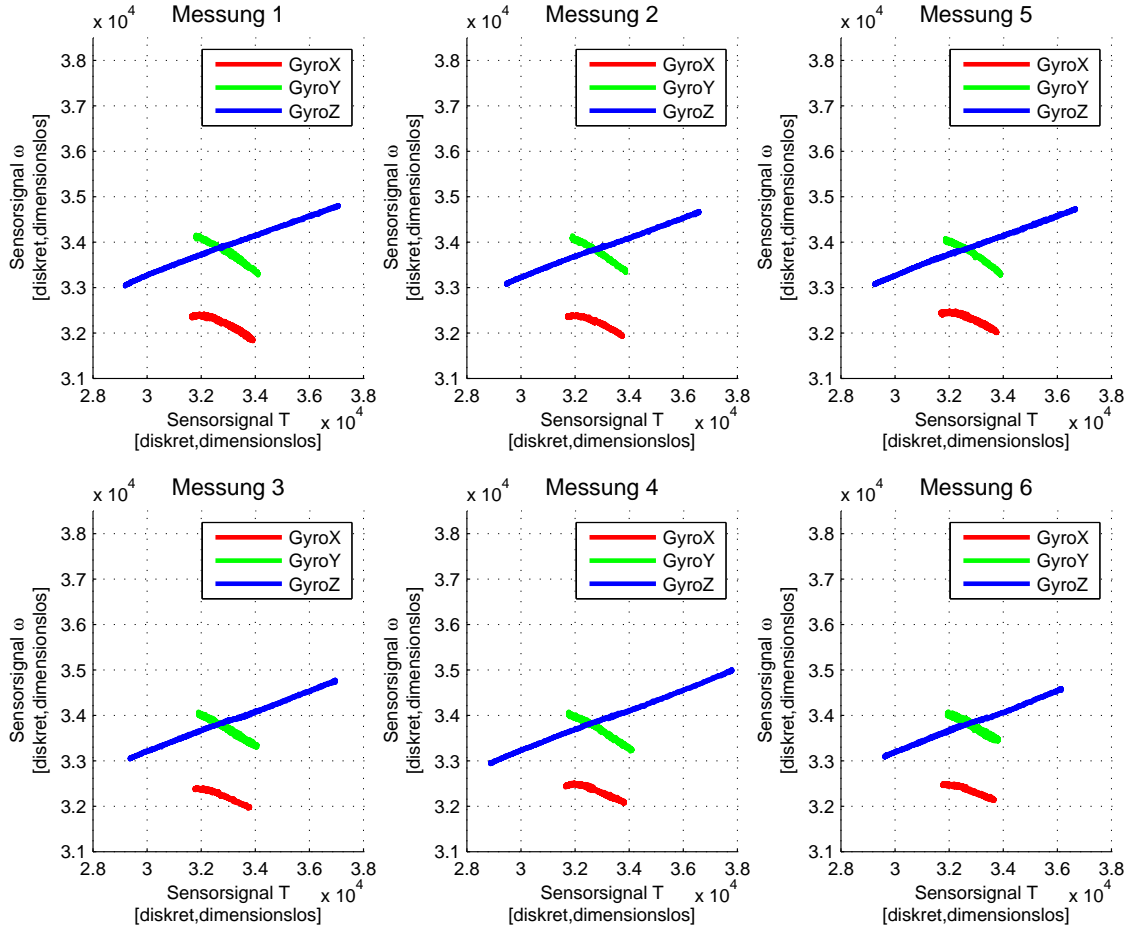


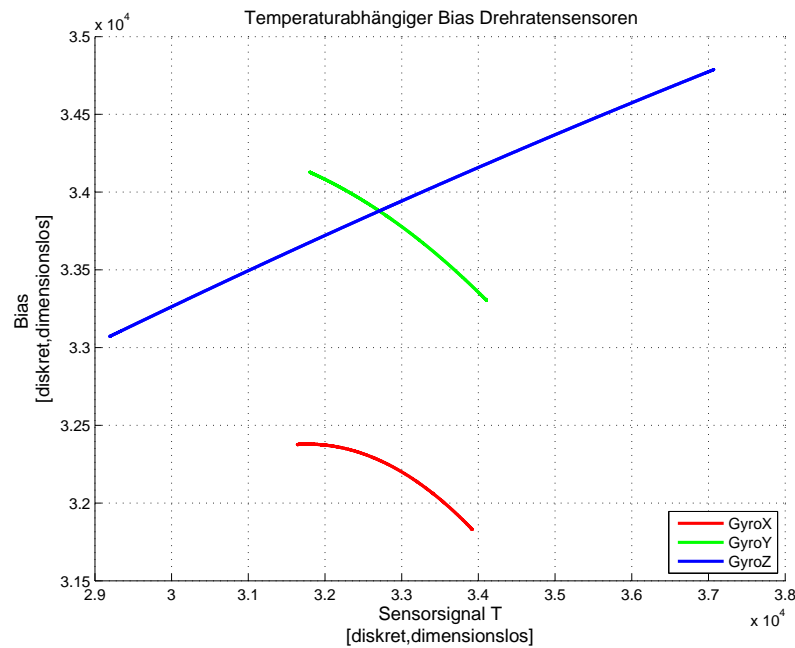
Abb. 3.16: Temperatur- und beschleunigungsabhängiger Bias der Drehratensensoren¹⁰

dass sich die Temperaturabhängigkeit der Drehratensensoren durch eine kubische Gleichung sehr gut annähern lässt.

$$\underline{b}_0(T) = \begin{pmatrix} 4,368 \cdot 10^{-8}T^3 - 4,411 \cdot 10^{-3}T^2 + 148,481T - 1,622 \cdot 10^6 \\ -4,980 \cdot 10^{-9}T^3 + 4,328 \cdot 10^{-4}T^2 - 12,652T + 1,590 \cdot 10^5 \\ 8,315 \cdot 10^{-10}T^3 - 8,515 \cdot 10^{-5}T^2 + 3,113T - 5,936 \cdot 10^3 \end{pmatrix} \quad (3.102)$$

Die temperaturabhängigen Biase der Drehratensensoren sind in Abbildung 3.17 dargestellt.

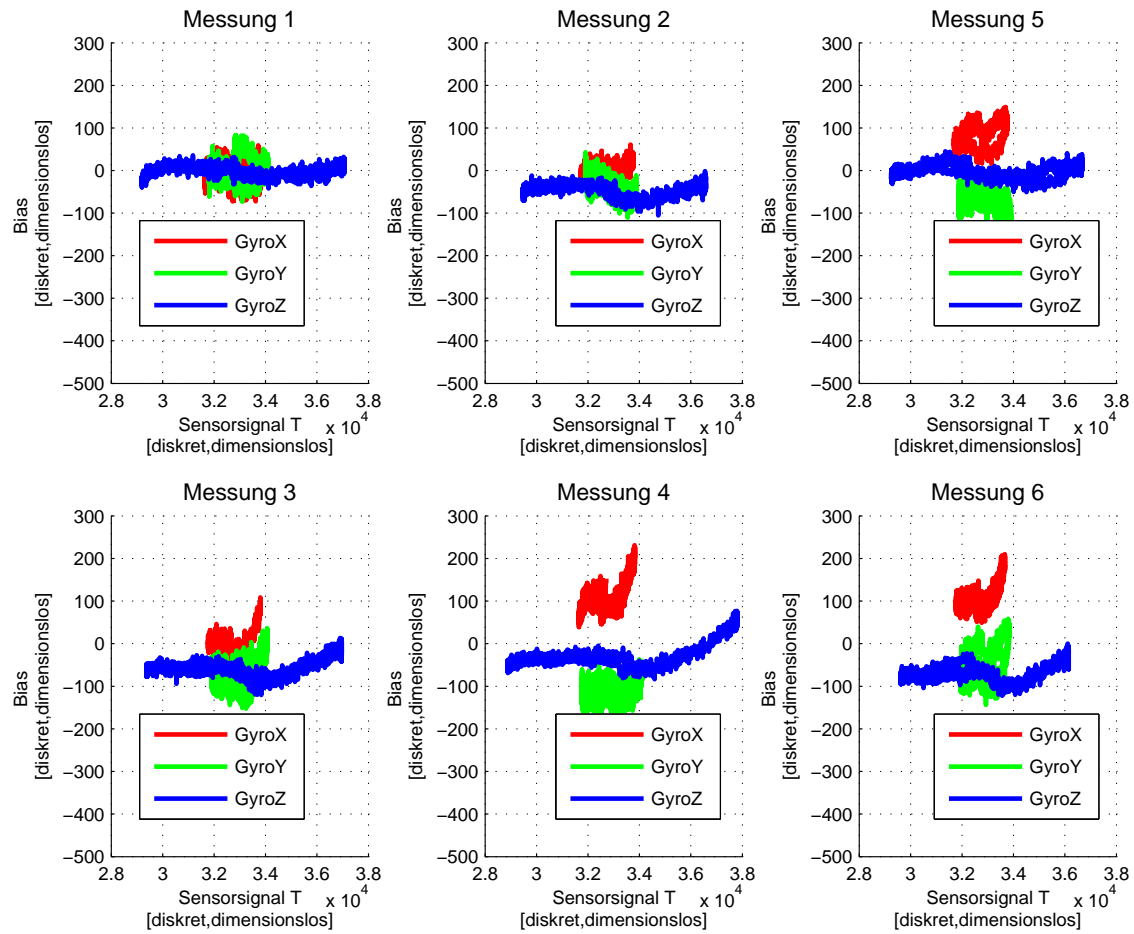
¹⁰Die Sensorsignale ω bzw. T sind die diskreten, dimensionslosen numerischen Ausgangswerte eines 16 bit AD-Wandlers. Die Ausgangswerte des Drehratenmessers werden erst in Kap. 3.3.1.2 in physikalische Größen überführt.

Abb. 3.17: Temperaturabhängige Biase der Drehratensensoren¹¹

Die Drehratensensoren für die x-Achse und die y-Achse sind identische Sensortypen (Kionix KGF01) und zeigen auch tendenziell das gleiche Verhalten. Der Drehratensensor zur Messung der Drehung um die z-Achse (Analog Devices ADXRS401) verhält sich gegenläufig.

Die sechs Messungen können so durch Anwendung von Gleichung 3.102 korrigiert werden.

¹¹ Das Sensorsignal T ist der diskrete, dimensionslose numerische Ausgangswert eines 16 bit AD-Wandlers. Der Bias ist ebenfalls dimensionslos und wird für Temperaturkalibrierung des dimensionslosen Drehraten-Ausgangssignal genutzt, welches erst in Kap. 3.3.1.2 in eine physikalische Größe überführt wird.

Abb. 3.18: Temperaturkompensierte Biase der Drehratensensoren¹²

Die Temperaturkompensation wurde auf Messung 1 bezogen. Die kompensierte Messung entspricht dem Rauschen um die Nulllinie. Der Restbias ist somit Null. Aufgrund der Beschleunigungsabhängigkeit der Drehratensensoren sind die übrigen Restbiase vertikal verschoben. Um den Zusammenhang zwischen Restbias und auf die Sensorachse wirkende Beschleunigung zu ermitteln, werden die Restbiase der Messungen gemittelt. Das Ergebnis der Mittelung ist in Tabelle 3.3 abgebildet.

¹²Das Sensorsignal T ist der diskrete, dimensionslose numerische Ausgangswert eines 16 bit AD-Wandlers. Der Bias ist ebenfalls dimensionslos.

| Messung | a_x | a_y | a_z | Bias x | Bias y | Bias z |
|---------|-------|-------|-------|--------|---------|--------|
| 1 | 0 | 0 | -g | 0,00 | 0,00 | 0,00 |
| 2 | +g | 0 | 0 | 1,86 | -34,89 | -45,25 |
| 3 | 0 | 0 | +g | 3,67 | -72,40 | -57,75 |
| 4 | -g | 0 | 0 | 107,32 | -111,94 | -32,24 |
| 5 | 0 | +g | 0 | 80,72 | -68,08 | 0,02 |
| 6 | 0 | -g | 0 | 104,88 | -53,77 | -69,79 |

Tabelle 3.3: Restbias Drehratensensoren nach Temperaturkompensation

Bei der Betrachtung der Messungen bei denen die Gravitation in entgegengesetzten Richtungen auf die Sensoren wirkt wird offensichtlich, dass die Beschleunigungsabhängigkeit nicht einfach durch Gleichung 3.100 beschrieben werden kann. Bei der vorausgesetzten Annahme eines linearen Zusammenhangs zwischen auf den Sensor wirkenden Beschleunigung und Restbias müssten Beschleunigungen mit entgegengesetztem Vorzeichen auch Restbiase mit entgegengesetzten Vorzeichen ergeben.

Zur Veranschaulichung wird die Beschleunigungsabhängigkeit des Drehratensensors für die x-Achse bei einer auf den Sensor wirkenden Beschleunigung in x-Richtung betrachtet (Abbildung 3.19).

Laut Tabelle 3.3 beträgt der Restbias 1,86 bei einer Beschleunigung in Richtung der x-Achse von $a_x = g$ und 107,32 bei einer Beschleunigung von $a_x = -g$.

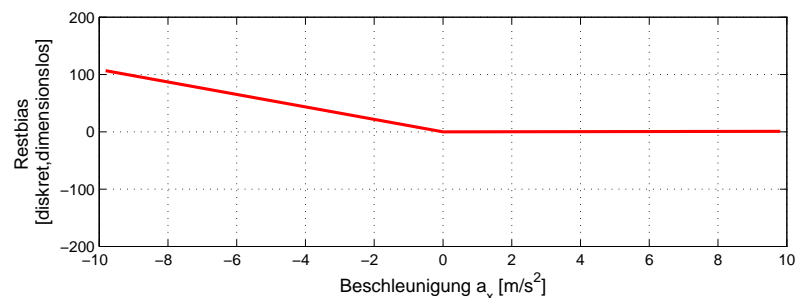


Abb. 3.19: Knick im Ursprung der Biaskurve

Der Knick der Kurve im Ursprung des Koordinatensystems kann durch die Anwendung der Betragsfunktion auf die Beschleunigung beschrieben werden. Da diese Kurve nur durch drei Messpunkte beschrieben wird, müssten zur Bestätigung dieser Annahme weitere Messungen bei unterschiedlichen Beschleunigungen zusätzlich durchgeführt werden.

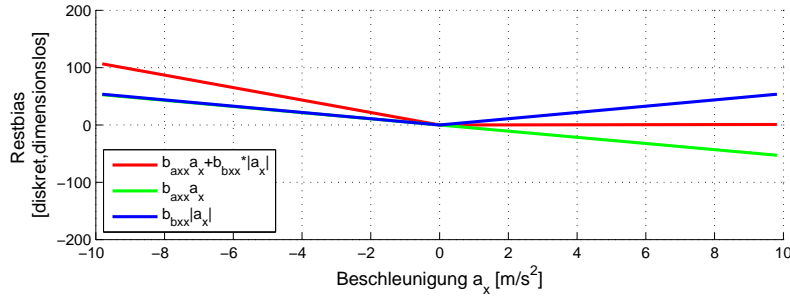


Abb. 3.20: Abhängigkeit des Bias vom Betrag der Beschleunigung

Der beschleunigungsabhängige Bias lässt sich durch die beiden Konstanten \underline{b}_a und \underline{b}_b sowie der Beschleunigung und dem Betrag der Beschleunigung beschreiben. Aus diesem Grund wird Gleichung 3.100 um die Abhängigkeit vom Betrag der Beschleunigung erweitert.

$$\underline{b} = \underline{b}_0(T) + \underline{b}_a \cdot \begin{pmatrix} a_x^b \\ a_y^b \\ a_z^b \end{pmatrix} + \underline{b}_b \cdot \begin{pmatrix} |a_x^b| \\ |a_y^b| \\ |a_z^b| \end{pmatrix} \quad (3.103)$$

Die Koeffizientenmatrizen lassen sich anhand von Tabelle 3.3 ermitteln.

$$\underline{b}_a = \begin{pmatrix} b_{axx} & b_{axy} & b_{axz} \\ b_{ayx} & b_{ayy} & b_{ayz} \\ b_{azx} & b_{azy} & b_{azz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -5,375 & -1,231 & 0,187 \\ 3,927 & -0,729 & -3,690 \\ -0,663 & 3,558 & -2,943 \end{pmatrix} \frac{s^2}{m} \quad (3.104)$$

$$\underline{b}_b = \begin{pmatrix} b_{bxx} & b_{bxy} & b_{bxz} \\ b_{byx} & b_{byy} & b_{byz} \\ b_{bzx} & b_{bzy} & b_{bzz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 5,565 & 9,460 & 0,187 \\ -7,484 & -6,211 & -3,690 \\ -3,950 & -3,556 & -2,943 \end{pmatrix} \frac{s^2}{m} \quad (3.105)$$

Durch Anwendung von Gleichung 3.103 mit den beiden Koeffizientenmatrizen kann die temperaturkompensierte Würfelmessung aus Abbildung 3.18 korrigiert werden. Die Temperatur- und beschleunigungskompensierten Biase der Drehratensensoren aus den Würfelmessungen sind in Abbildung 3.21 dargestellt.

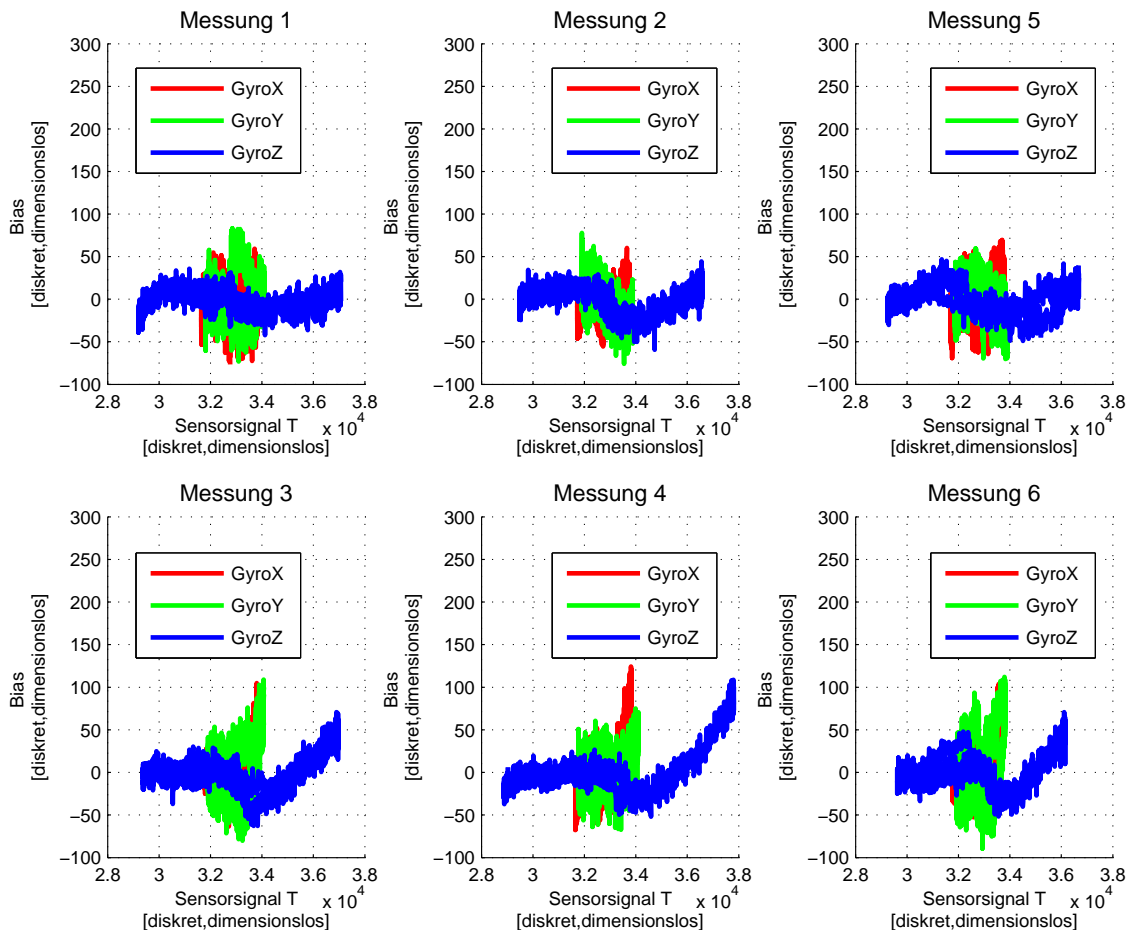


Abb. 3.21: Temperatur- und beschleunigungskompensierte Biase der Drehratensensoren ¹³

Fehler von bis zu $4^\circ/\text{s}$, die in der Messung der Drehrate durch eine Temperatur- und Beschleunigungsabhängigkeit auftreten, konnten durch Anwendung dieser Kalibrierungsmethoden dokumentengetreue korrigiert werden.

¹³Das Sensorsignal T ist der diskrete, dimensionslose numerische Ausgangswert eines 16 bit AD-Wandlers. Der Bias ist ebenfalls dimensionslos.

3.3.1.2 Skalenfaktoren

Die Bestimmung der Skalenfaktoren der Drehratensensoren erfordert eine genaue Vorgabe der Rotationsgeschwindigkeit um die jeweilige Sensorachse. Der in Abbildung 3.22 gezeigte Drehtisch des Instituts für Flugsysteme und Regelungstechnik kann die vorgegebenen Drehraten bis auf wenige hundertstel Grad pro Sekunde genau anfahren. Da die Drehratensensoren unterschiedliche Messbereiche aufweisen, wird für jeden Sensor ein eigenes Drehgeschwindigkeitsprofil erstellt. Jede vorgegebene Drehgeschwindigkeit wird 30 Sekunden lang gemessen und der Mittelwert des aufgezeichneten Sensorsignals gebildet. Anschließend wird eine Ausgleichsgerade durch die gemittelten Einzelmessungen gelegt.

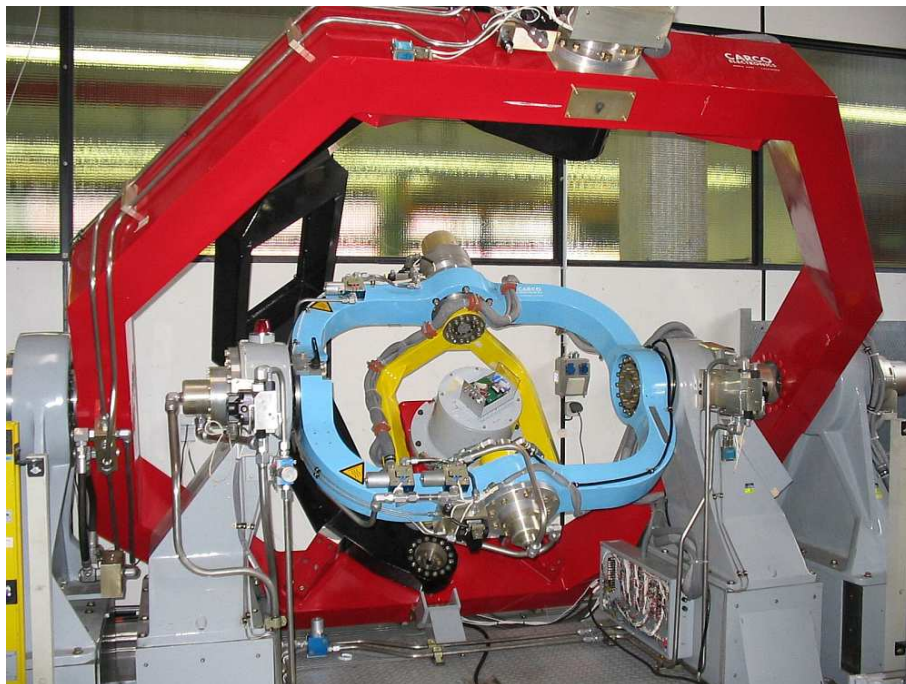


Abb. 3.22: Drehtisch

3.3.1.2.1 X-Achse

Der Drehratensensor für die x-Achse besitzt eine maximal messbare Drehrate von $\pm 250^\circ/\text{s}$. Von den drei Drehratensensoren besitzt dieser Sensor den größten Messbereich, da die in dieser Arbeit eingesetzte Sensorik für den Einsatz in Flugzeugen ausgelegt wurde und die zu erwartende Rotationsgeschwindigkeit um die Flugzeuglängsachse am größten ist.

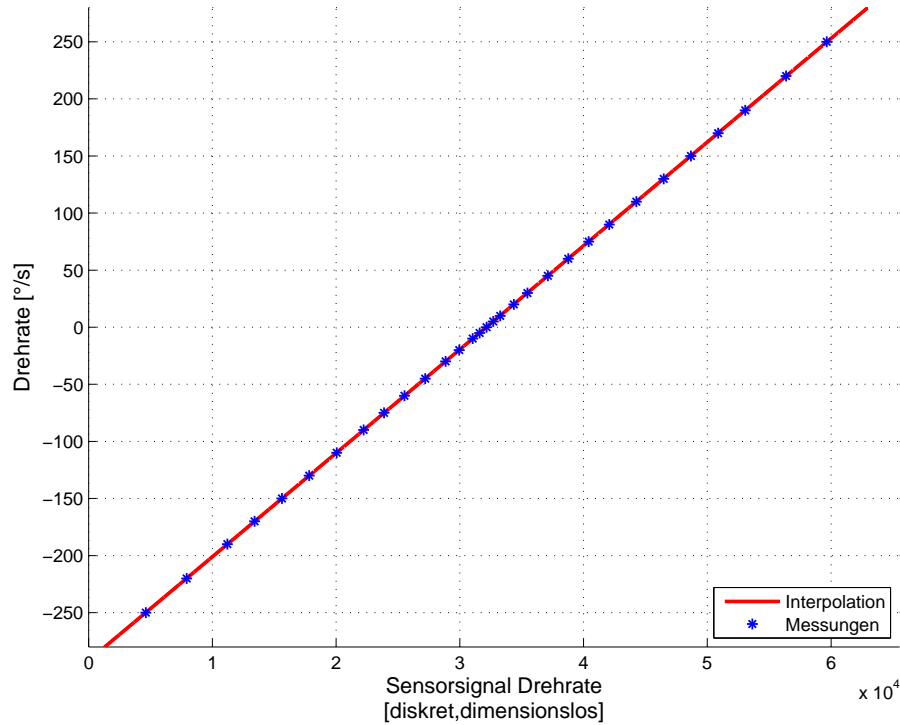


Abb. 3.23: Skalenfaktor Gyro X¹⁴

Das Verhältnis zwischen Sensorsignal und Drehrate ist über den gesamten Messbereich linear. Nach der Korrektur der temperatur- und beschleunigungsabhängigen Biase kann nun der von der Sensordatenaufbereitung benötigte Skalenfaktor ermittelt werden. Dieser entspricht der Steigung der Geraden und ergibt sich zu

$$s_x = 9,081 \cdot 10^{-3} \text{ } ^\circ/\text{s} \quad (3.106)$$

¹⁴Die Sensorsignal Drehrate ist der diskrete, dimensionslose numerische Ausgangswert eines 16 bit AD-Wandlers.

3.3.1.2.2 Y-Achse

Die maximal messbare Drehrate des Drehratensensors für die y-Achse ist mit $\pm 80^\circ/\text{s}$ spezifiziert. Dementsprechend gering wurde der Abstand der Drehraten des zu durchlaufenden Drehratenprofils gewählt. Allerdings traten bei dem Versuch, Drehraten unter $5^\circ/\text{s}$ anzufahren Probleme mit dem Drehtisch auf. Die Drehratenregelung konnte diese niedrigen Drehraten nicht zuverlässig konstant halten. Aus diesem Grund konnte die in den Versuchen der anderen Drehratensensoren angestrebte Konzentration der Messungen zu niedrigen Drehraten hin nicht realisiert werden.

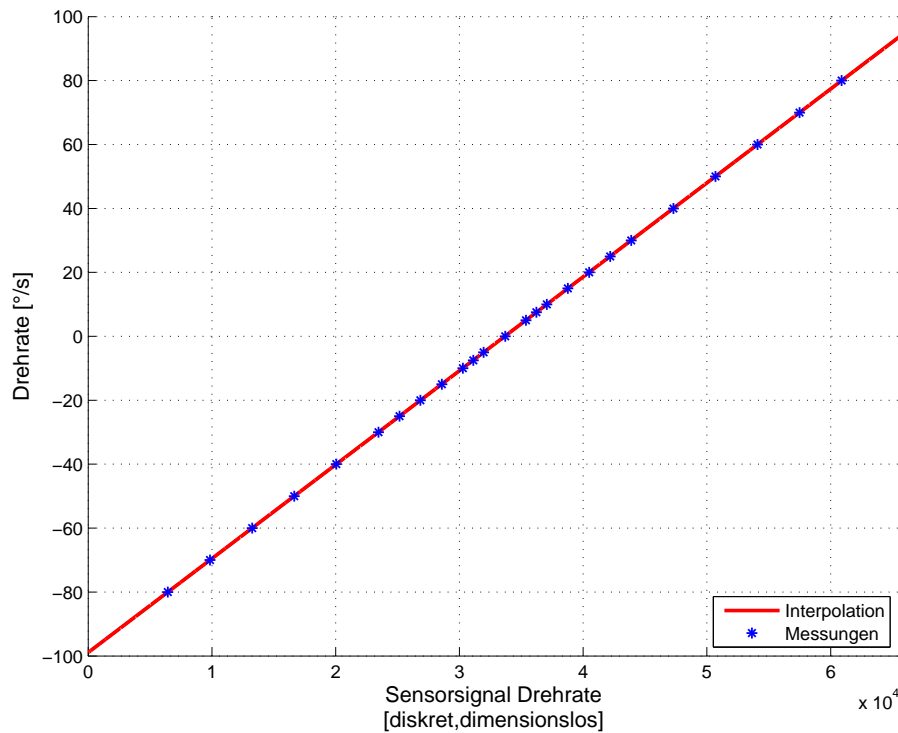


Abb. 3.24: Skalenfaktor Gyro Y¹⁵

Die resultierende Drehzahl-/ Sensorsignalkurve ist trotz der Probleme der Drehratenregelung bei niedrigen Rotationsgeschwindigkeiten linear. Der Skalenfaktor des Drehratensensors der Querachse ergibt sich zu

$$s_y = 2,938 \cdot 10^{-3} \text{ }^\circ/\text{s} \quad (3.107)$$

¹⁵Die Sensorsignal Drehrate ist der diskrete, dimensionslose numerische Ausgangswert eines 16 bit AD-Wandlers.

3.3.1.2.3 Z-Achse

Obwohl das Datenblatt des Drehratensensors für die z-Achse eine maximal messbare Drehrate von $\pm 75^\circ/\text{s}$ angibt, hat sich bei ersten Messungen herausgestellt, dass Drehraten bis über $\pm 160^\circ/\text{s}$ vom Sensor gemessen werden können. Die zu erwartenden Drehraten um die Hochachse der Plattform liegen weit unterhalb von $75^\circ/\text{s}$, dennoch werden in das Drehgeschwindigkeitsprofil höhere Drehraten aufgenommen, um eventuelle Nichtlinearitäten außerhalb des vom Hersteller spezifizierten Messbereichs abbilden zu können.

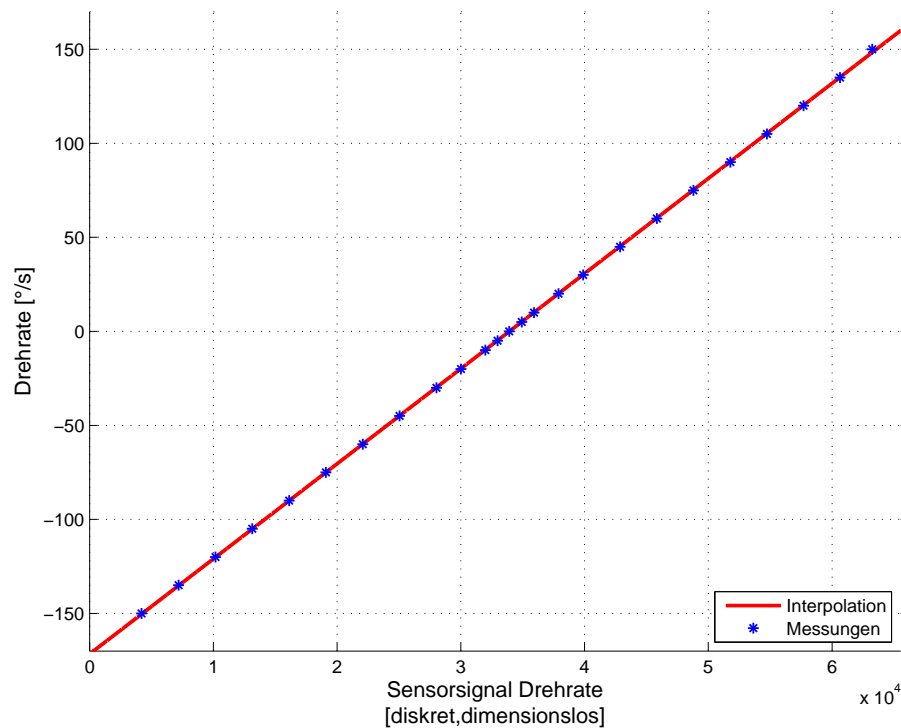


Abb. 3.25: Skalenfaktor Gyro Z¹⁶

Der Verlauf der Skalenfaktorkurve ist wie erwartet linear. Der Skalenfaktor s_z ergibt sich zu

$$s_z = 5,058 \cdot 10^{-3} \text{ }^\circ/\text{s} \quad (3.108)$$

¹⁶Die Sensorsignal Drehrate ist der diskrete, dimensionslose numerische Ausgangswert eines 16 bit AD-Wandlers.

3.3.2 Hodometer

Als Fehlerquellen eines Tacho- bzw. Hodometers können angegeben werden

- Änderung des Abrollumfanges durch
 - Einfederung und Verformung des Reifens
 - Geschwindigkeit des Fahrzeuges (Fliehkräfte an den Reifen)
 - Fahrzeuggewicht und Abnutzung
- Veränderung des Schlupfs durch
 - Fahrbahnoberfläche und Neigung
 - Geschwindigkeit des Fahrzeuges
 - Dynamik der Fahrzeugbewegung

Die dominante Fehlerquelle eines Hodometers ist der Skalenfaktorfehler, der sowohl von der Änderung des Radumfangs als auch von der Veränderung des Schlupfs beeinflusst wird. Dagegen spielen deterministische Fehler wie z.B. der Random Constant RC keine Rolle. Das Hodometer liefert im Stillstand den Wert null und eignet sich so zur Stillstanderkennung.

Ein Modell für die in einem Tachometer/Hodometer auftretenden Geschwindigkeitsfehler eV^b im Body-KS wird in [Bey93] angegeben:

$$\begin{bmatrix} eV_x^b \\ eV_y^b \\ eV_z^b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_{xx} & 0 & 0 \\ \alpha_{yx} & 0 & 0 \\ \alpha_{zx} & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_x^b \\ V_y^b \\ V_z^b \end{bmatrix} + \underline{\underline{z}}^b \quad (3.109)$$

wobei α_{xx} den Skalenfaktorfehler und α_{yx} bzw. α_{zx} die jeweilige Fehlausrichtung beim Einbau des Sensors im Fahrzeug beschreibt. Der Vektor $\underline{\underline{z}}^b$ modelliert unkorreliertes Messrauschen.

Im Regelfall bewegt sich ein Landfahrzeug hauptsächlich entlang der x-Achse im Body-KS. Die Geschwindigkeiten in y- bzw. z-Richtung sind im Mittel null. Kurzzeitige Ausnahmen bei Richtungsänderungen oder Rutschen (sideslip, upslip) können durch korreliertes Rauschen modelliert werden.

Die dominanten Fehleranteile haben typischerweise folgende Größenordnung:

- Skalenfaktorfehler ca. 1,0 %
- Fehlausrichtungen ca. 2,0 [deg]
- Messrauschen ca. 0,02 [m/sec]

Tachometer und Hodometer sind geeignete Instrumente zur Bestimmung der aktuellen Geschwindigkeit im Track-KS und erlauben üblicherweise auch eine genaue Berechnung des zurückgelegten Weges.

3.3.3 Einfluss der Hodometer Auflösung

Die Auflösung des Raddrehzahl-Sensors hat verschiedene Fehlereinflüsse auf die Navigationslösung. Das Hodometer kann für Streckenmessung, Geschwindigkeitsmessung und bei Nutzung der Differential-Hodometrie zur Messung der Richtungsänderung eingesetzt werden. Abhängig von der Art der Verwendung des Sensors, unterscheiden sich die Fehlerbetrachtungen. Diese sind in den nächsten Unterkapiteln beschrieben. Maßgebend für alle drei Verwendungsarten ist die Abhängigkeit der minimal messbaren Weglänge von der Hodometerauflösung. Abbildung 3.26 zeigt diesen Zusammenhang beispielhaft für drei verschiedene Raddurchmesser. Die gewählten Raddurchmesser entsprechen dem Raddurchmesser des in Kapitel 4.1 beschriebenen Versuchsfahrzeugs ($d = 64 \text{ cm}$) und den zwei Feuerwehrfahrzeugen Actros ($d = 107 \text{ cm}$) und Simba ($d = 144 \text{ cm}$).

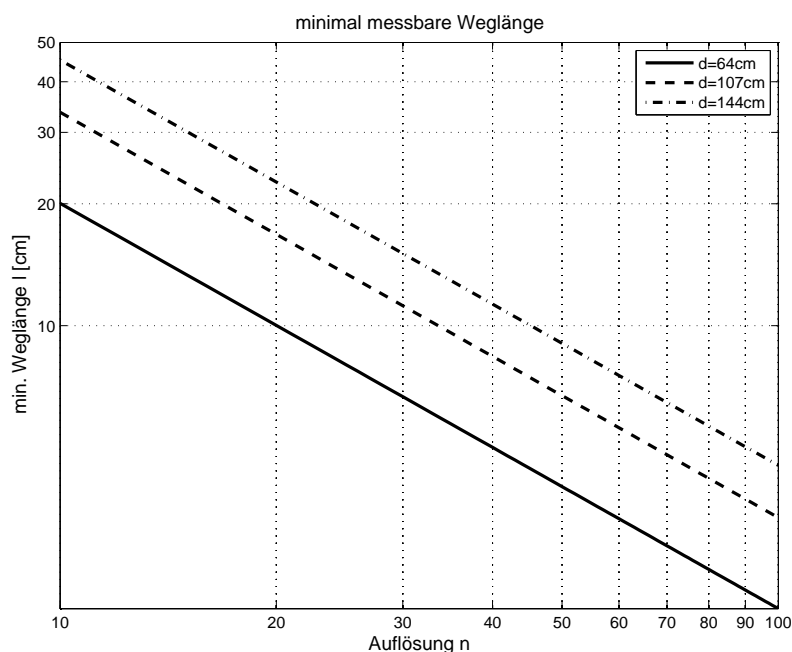


Abb. 3.26: Minimal messbare Weglänge in Abhängigkeit von der Hodometerauflösung

3.3.3.1 Einfluss auf dem zurückgelegten Weg

Sofern das Hodometer zur reinen Wegmessung benutzt wird, so ist der maximal auftretende Streckenfehler höchstens so groß wie die Teilstrecke, die sich aus einem Puls bei gegebener Auflösung und Raddurchmesser ergibt. Es gehen keine Messinformationen verloren.

3.3.3.2 Einfluss auf die Geschwindigkeitsmessung

Beim Einfluss der Hodometerauflösung auf die Geschwindigkeitsmessung ist die Abtastrate des Sensors zu berücksichtigen. Je höher die Abtastrate, desto geringer die Anzahl der Pulse pro Messintervall. Daraus resultiert der maximal mögliche Geschwindigkeitsfehler pro Messintervall. Es tritt unabhängig von der Auflösung und Abtastrate ein Jitter von bis zu 1 Puls auf. Daraus resultiert der maximal mögliche Geschwindigkeitsfehler pro Messintervall für verschiedene Abtastraten, wie in Abbildung 3.27 dargestellt. Die Abbildung zeigt das Verhalten exemplarisch bei einer Geschwindigkeit von 50 km/h und einem Reifendurchmesser von $d = 64 \text{ cm}$. Durch die Modellierung dieses Messrauschens lässt sich die Geschwindigkeit im Kalman-Filter sehr genau ermitteln.

Für die im Versuchsfahrzeug vorhandene Installation, musste auf die zuvor beschriebene Technik zurückgegriffen werden. Neue Techniken messen die Zeit zwischen zwei Pulsen mit Abtastraten von etwa 10 MHz.

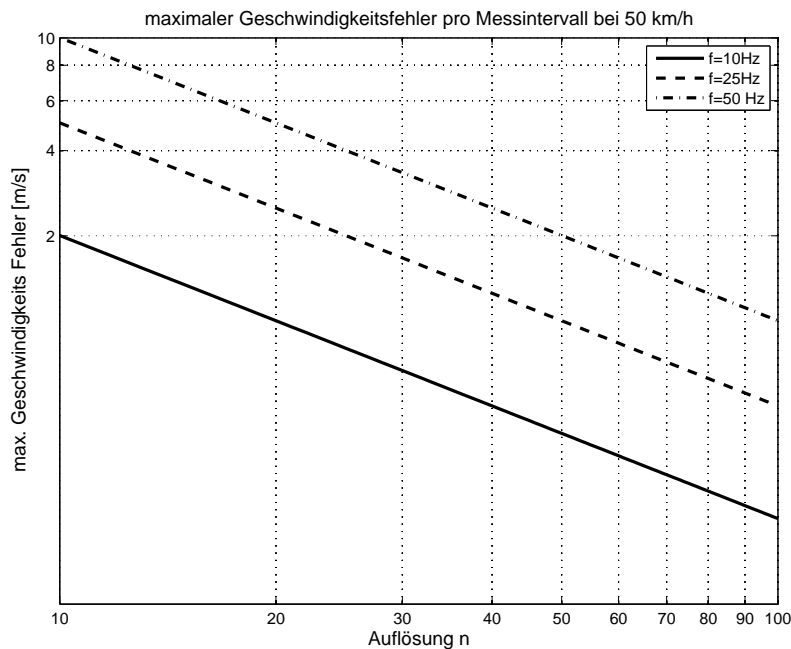


Abb. 3.27: Maximaler Geschwindigkeitsfehler pro Messintervall bei 50 km/h

3.3.3.3 Einfluss auf die sensierte Drehrate

Mit der minimal messbaren Weglänge aus Abbildung 3.26 lässt sich mit Hilfe von Formel 3.20 und einer gegebenen Spurbreite die minimal messbare Richtungsänderung bei Verwendung des Hodometers als Wegmesser ermitteln, was in Abbildung 3.28 für das verwendete Versuchsfahrzeug dargestellt wird.

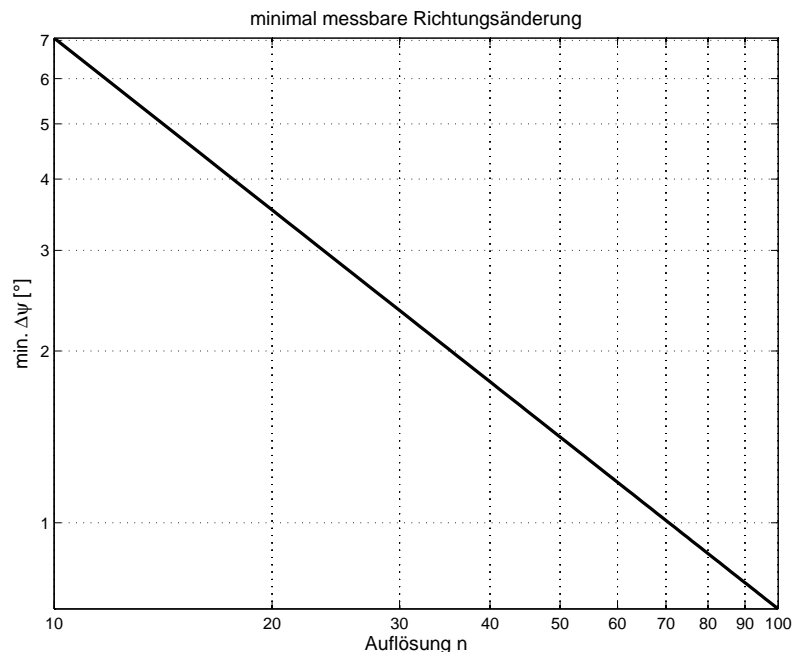


Abb. 3.28: Minimal messbare Richtungsänderung

Eine sehr gute Hodometer-Auflösung ist daher für eine genaue Differential-Hodometrie unabdingbar.

3.3.4 Einfluss des Lenkwinkels

Der Lenkwinkel wirkt sich bei der Differential-Hodometrie an der Vorderachse auf die berechnete Drehrate aus. Die Differential-Hodometrie an der Vorderachse kann jedoch auch unter Vernachlässigung des Lenkwinkels umgesetzt werden, sofern der Lenkwinkel nicht zur Verfügung steht und somit zu 0° gesetzt wird. Mit einem einfachen Modell kann der dadurch entstehende Fehler der Drehrate ermittelt werden. Für das Versuchsfahrzeug ist der prozentuale Fehler der berechneten Drehrate in Abbildung 3.29 dargestellt.

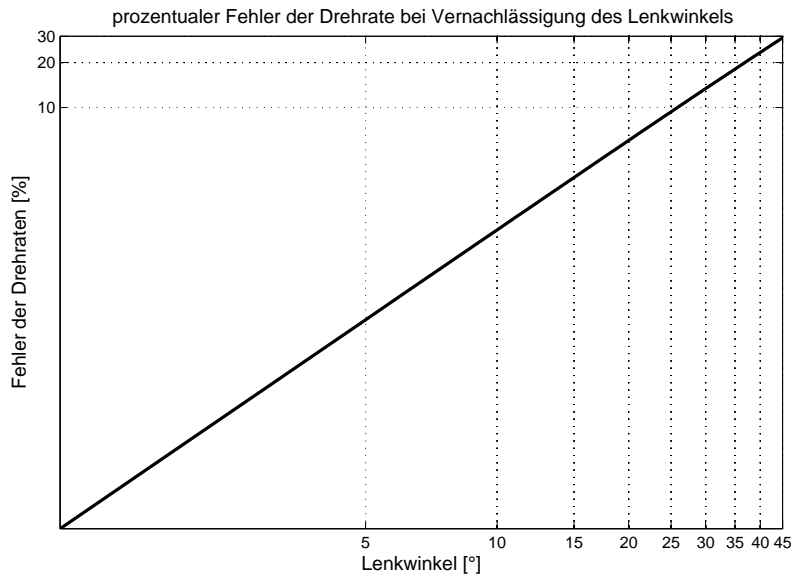


Abb. 3.29: Prozentualer Fehler der Drehrate bei Vernachlässigung des Lenkwinkels

3.3.5 Einfluss des Fahrzeug Nick- und Wankwinkels

Der Nick- und Wankwinkel des Fahrzeugs haben einen Einfluss auf die sensierte Drehrate des Drehratenmessers, da die Messachse nicht mit der tatsächlichen Drehachse des Fahrzeugs übereinstimmt. Das bedeutet auch, dass ein Kreisel eine andere Orientierungsänderung misst, als z.B. das Differential-Hodometer, welches in einem anderen Koordinatensystem misst. Die Inertialsensoren (Beschleunigungsmesser und Drehratenmesser) sind in der Regel im Fahrgastraum untergebracht, da eine Montage auf der Achse aufgrund der starken Vibrationen nur schwer möglich ist. Dadurch misst der Drehratensensor die verminderte Drehrate durch den geneigten Fahrgastraum, der sich mit Formel 3.110 bzw. 3.111 abhängig vom Neigungswinkel berechnen lässt.

Für den Wankwinkel ϕ gilt

$$\dot{\psi}_{mess}(\phi) = \dot{\psi}_{wahr} \cdot \cos(\phi) \quad (3.110)$$

und den Nickwinkel θ

$$\dot{\psi}_{mess}(\theta) = \dot{\psi}_{wahr} \cdot \cos(\theta) \quad (3.111)$$

Bei bekannten Lagewinkeln ϕ und θ kann dieser Fehler korrigiert werden. Sofern jedoch keine vollständige Lagerechnung durchgeführt wird, kann nach [Czo00] vereinfacht angenommen werden, dass die Querneigung etwa ein Drittel der Querbesehleunigung aufnimmt, die bei einer Kurvenfahrt mit Entwurfsgeschwindigkeit auftritt.

$$g \cdot \sin \phi \cong \frac{1}{3} \frac{v^2}{R} \quad (3.112)$$

Nach [Czo00] können die Nick- und Wankwinkel für einen PKW abgeschätzt werden. Zur Verifizierung wurden Versuchsfahrten mit der hochgenauen INU H-764 durchgeführt und die Lagewinkel in bestimmten Fahrsituationen bestimmt (Angaben zum Versuchsfahrzeug in Kapitel 4.1).

Beim Besehleunigen erreicht der Nickwinkel des Fahrzeugs ca. 2° , beim Bremsen tritt betragsmäßig etwa die doppelte Besehleunigung auf und der Nickwinkel erreicht bis zu 5° . Typische Werte für die Besehleunigung des Versuchsfahrzeugs ergeben sich zu $a = 1,6m/s^2$. Damit ergibt sich näherungsweise der Zusammenhang zwischen Fahrzeugbesehleunigung und dem Nickwinkel (Drehung um die y-Achse):

$$\theta \cong 1,25 \frac{^\circ}{m/s^2} \cdot a \quad (3.113)$$

Die Untersuchungen ergaben, dass der Wankwinkel (Drehung um x-Achse) etwa 8° pro 1g Querbesehleunigung beträgt:

$$\phi \cong 0,8155 \frac{^\circ}{m/s^2} \cdot \frac{v^2}{R} \quad (3.114)$$

Für die schweren Feuerwehrfahrzeuge muss davon ausgegangen werden, dass die Winkel wesentlich abweichen. Daher müssen die Abschätzungen für diese Fahrzeuge speziell durchgeführt werden.

3.3.6 Einfluss der Fahrbahnneigung und -steigung

Die Fahrbahnquerneigung und Steigung kann mit verschiedenen Effekten eingehen. Einerseits verändert sie den Betrag der Erddrehung in das Drehratensignal, welches zuvor schon als geringfügig erkannt wurde.

Zum anderen verschränkt sich das Koordinatensystem des Fahrzeugs gegen das erdfeste Koordinatensystem des GPS um den Roll- und Nickwinkel. Schließlich könnte ein geringer Einfluss aus der Verschränkung der Messebene des MEMS Kreisels gegenüber der Bodentangentiale bei Fahrzeugen mit hoher Schwerpunktlage entstehen. Diese drei Effekte sind jedoch sehr gering und werden in der Navigationslösung nicht berücksichtigt.

Ein weiterer Einfluss resultiert in einer Wegdifferenz die zwischen dem GPS und dem

vom Hodometer gemessenen Weg im Fahrzeugnavigationssystem bei sehr großen Steigungen entstehen kann. Eine der extremsten Landebahnen in Namangan, Uzbekistan mit einer Länge von 3270m hat lediglich eine Steigung von 1° was in einer Wegdifferenz zwischen WGS84 System und dem auf Hodometer basierenden Fahrzeug-Koordinatensystem von 0,4m resultieren würde. Dieser minimale Fehler kann durch die Hodometer Skalenfaktorfehler Schätzung kompensiert werden. Bei der Ermittlung der maximalen Steigung auf Flughäfen wurden nur die Landebahnen berücksichtigt. Rollbahnen und Betriebsstraßen können größere Steigungen aufweisen, diese wurde jedoch nicht separat analysiert.

4 Bewertung und Vergleich der Verfahren

In diesem Kapitel erfolgt zunächst eine genaue Beschreibung des Versuchsfahrzeugs und der verwendeten Sensorik zur Generierung einer Referenztrajektorie, welches für sämtliche Versuchsfahrten zur Bewertung der low-cost-Navigationsverfahren eingesetzt wurde. Dabei ist nicht nur die Leistungsfähigkeit der einzelnen Sensoren von Wichtigkeit, sondern auch die Einbaulage sowie der Algorithmus zur Erstellung der Referenztrajektorie nach [Sch04b].

Anschließend wird diese Referenztrajektorie, die die Ausgangsbasis für die Bewertung der einzelnen Navigationsverfahren bildet, beschrieben. Um die drei entwickelten Verfahren auf ihre Positionsgenauigkeit untersuchen zu können, ist eine hochgenaue Referenztrajektorie notwendig, die höchsten Anforderungen entspricht. Hier wurde auf die Arbeit [Sch04b] zurückgegriffen, in der ein Verfahren zur Generierung einer optimalen Referenztrajektorie entwickelt wurde. Dieses Verfahren und die erzielte Genauigkeit sind im folgenden Kapitel 4.2 ausführlich beschrieben. Anschließend wird das Verfahren zur statistischen Auswertung der Genauigkeit eines Navigationssystems, bzw. Navigationsverfahren ausführlich erklärt. Anhand dieses Verfahrens lassen sich die einzelnen in dieser Arbeit entwickelten Navigationsverfahren bewerten.

4.1 Aufbau eines Versuchsfahrzeugs

Die Bewertung der Navigationsmethoden und der Navigationsgenauigkeit setzt ein geeignetes Versuchsfahrzeug zur Generierung einer hochpräzisen Referenztrajektorie (siehe 4.2) voraus. Das in diesem Kapitel beschriebene Fahrzeug wurde speziell für diese Anwendung und zur Untersuchung von Navigationssensorik aufgebaut. Die verwendeten Sensoren und Systeme werden im Folgenden beschrieben.

4.1.1 Positionsbestimmung

Zur genauen Positionsbestimmung wird ein NovAtel RT20 DGPS-Empfänger verwendet, der als PC- Einbau-Steckkarte in das Messdatenerfassungssystem integriert ist. Dieser hochwertige GPS-Empfänger kann eine dynamische Positionsbestimmung mittels Korrekturdateneinspeisung und einer kinematischen Phasenauswertung mit einer Genauigkeit besser 20 *cm* durchzuführen. Die Differential-GPS Korrekturdaten werden von einem baugleichen GPS-Empfänger über einen VHF-Datenlink gesendet, der in oder in der unmittelbaren Nähe der Versuchsumgebung aufgebaut ist, um ein optimales Ergebnis zu erzielen (siehe auch [Nov95]). Die Geschwindigkeitsberechnung dieses Empfängers erfolgt mittels Doppler-Effekt und ist völlig unabhängig von der Positionsbestimmung. Die Geschwindigkeit wird im Navigations-Koordinatensystem (KS) ausgegeben.

4.1.2 Wegbestimmung

Die Wegstreckenmessung im Versuchsfahrzeug erfolgt über den bereits im Fahrzeug integrierten ABS-Sensor. Über das ABS-Steuergerät der Firma Bosch können die Messsignale der einzelnen Räder abgegriffen werden, welche in Form eines Rechtecksignals mit 56 Impulsen pro Radumdrehung zur Verfügung stehen. Dieses Signal wird mittels eines Mikrocontrollers verarbeitet, wobei das Messzeitintervall variabel eingestellt werden kann. Dadurch kann der abgerollte Weg jedes einzelnen Rades präzise bestimmt werden (siehe auch [Lut01], [May01]).

Ein Pendel-Beschleunigungsmesser QA2000 der Firma Honeywell, der in der Inertialnavigationseinheit (INU) H-764 integriert ist, dient als weiterer translatorischer Sensor mit sehr hoher Genauigkeit. In Tabelle 4.1 wird die Fehlerparameter dieses Sensors angegeben. Dieser Sensor ist 3-fach in der INU vorhanden, zur Messung der Beschleunigungen in allen drei Raumachsen.

| | |
|--|----------|
| Random Constant [mg] | 0,03 |
| Random Walk [m/sec/ $\sqrt{\text{hour}}$] | 7,62e-04 |
| Skalenfaktorfehler [ppm] | 175 |
| Misalignment [mrad] | 0,05 |

Tabelle 4.1: Sensorfehler des Beschleunigungsmessers QA2000 (aus [Bey93])

4.1.3 Richtungsbestimmung

Die Richtungsbestimmung erfolgt mit einem sehr hochwertigen Ringlaserkreisels GG1320-RLG der Firma Honeywell, der ebenfalls Bestandteil der INU H-764 ist. Die sehr gute Performanz dieses Sensors ist in Tabelle 4.2) dargestellt. Dieser Sensor dient zur Erfassung der Drehrate um die Hochachse und durch Integration zur Ermittlung des Richtungswinkels. Der Sensor ist ebenfalls 3-fach in der INU H-764 vorhanden zur Messung der Drehraten um alle drei Raumachsen.

| | |
|--|------|
| Random Constant [deg/hour] | 0,01 |
| Random Walk [deg/ $\sqrt{\text{hour}}$] | 0,01 |
| Skalenfaktorfehler [ppm] | 10 |
| Misalignment [mrad] | 0,01 |

Tabelle 4.2: Sensorfehler des Ringlaserkreisels GG1320 (aus [Bey93])

4.1.4 Fahrzeugausbau

Als Versuchsfahrzeug dient ein Volkswagen Transporter LT28, der vom Institut für Flugsysteme und Regelungstechnik für diese Aufgabe angeschafft wurde. Die Planung des Fahrzeugausbaus erfolgte mit einem dreidimensionalen CAD (Computer Aided Design) System. Dies bietet die Möglichkeit alle Geräte, Einrichtungsgegenstände, Antennenpositionen und Referenzpunkte im Fahrzeug effektiv und exakt zu planen (vgl. [Lut01]). Das Innenraummodell mit Rechner, Navigationssensoren und Antennenplattform ist in Abbildung 4.1 dargestellt.

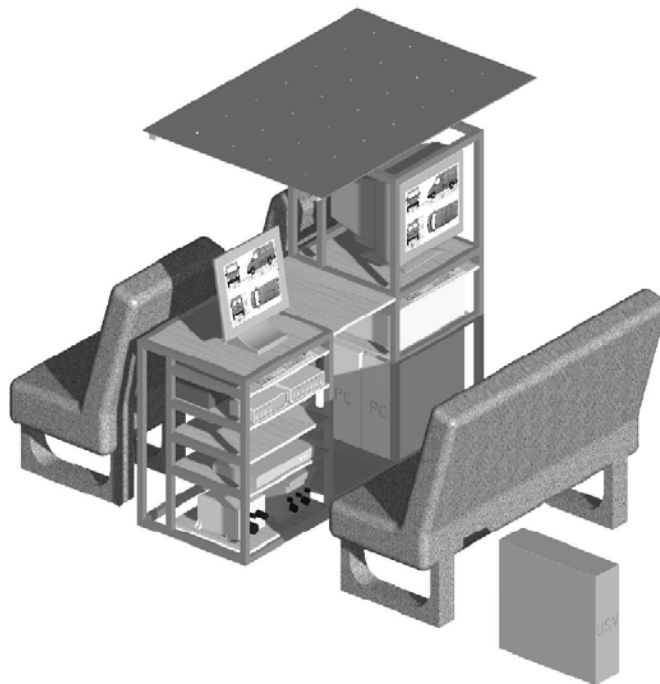


Abb. 4.1: Konzeption eines Navigationsfahrzeuges mittels CAD

Die Antennenplattform, wie in Abbildung 4.1 dargestellt, ist auf einem Dachgepäckträger auf dem Fahrzeug befestigt. Es können darauf sämtliche Antennen des Referenzsystems sowie der zu untersuchenden Systeme montiert werden. Die Positionen der 16 verfügbaren Montagemöglichkeiten für die Antennen sind im Fahrzeugkoordinatensystem bekannt und somit auch die Hebelarme zum Fahrzeugreferenzpunkt für Hebelarmkorrekturen.

Die Positionen sämtlicher Befestigungsmöglichkeiten sowie die Position der INU H-764 sind gegenüber einem Fahrzeugreferenzpunkt genau vermessen. Die genaue Vermessung des Fahrzeugs wurde durch das Geodätische Institut der TU-Darmstadt mit dem hochgenauen Industriemesssystem Kern ECDS3 mit zwei elektronische Wild-

Theodoliten durchgeführt. Die berührungslose Vermessung des Fahrzeugs mit den Theodoliten vereinfachte das Vermessungsverfahren, jedoch waren einige Punkte sehr schwer anpeilbar, wodurch die Root Mean Square (RMS)-Werte einiger Punkte zwischen 0,001mm und 0,2mm liegen. Anschließend werden die Objektpunkte mittels einer 7-Parameter Helmerttransformation in ein körperfestes KS umgerechnet (vgl. [Lut01]).

Die Transformationsvorschrift einer gemessenen Position oder einer Geschwindigkeit vom körperfesten System in das Navigations-KS erfolgt mittels der von den Eulerwinkeln abhängigen Richtungskosinusmatrix, wobei der Rollwinkel mit ϕ bezeichnet wird, der Nickwinkel mit θ und der Gierwinkel mit ψ .

$$\begin{aligned} \underline{C}_b^n &= \\ &= \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi \\ -\sin \theta & \sin \phi \cos \theta & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.1)$$

Vereinfachend wird $\phi = \theta = 0^{17}$ angenommen, weshalb sich die obige Matrix wesentlich einfacher darstellen lässt.

$$\underline{C}_{b,\phi=\theta=0}^n = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Aufgrund der unterschiedlichen Einbauorte der Sensoren bzw. deren Antennen ist der Korrekturvektor für die gelieferten Messdaten zu berechnen. Da die Hebelarme lediglich im körperfesten KS bekannt sind, wird die Korrektur eines Hebelarmes in das Navigations-KS mittels

$$\underline{h}_{Si}^n = \underline{C}_{b,\phi=\theta=0}^n \cdot \underline{h}_{Si}^b \quad (4.3)$$

durchgeführt. \underline{h}_{Si}^b ist der Hebelarm eines beliebigen Sensors i auf den Fahrzeugreferenzpunkt¹⁸.

Der gesamte Fahrzeugumbau beinhaltet vielfältige Möglichkeiten zur Untersuchung von Navigationssensorik, wobei auf ein möglichst flexibles Konzept geachtet wurde. Das Fahrzeug verfügt über eine autonome Stromversorgung, Kabelkanäle, Messdatenerfassungssystem und ein Visualisierungssystem. Die genaue Beschreibung des

¹⁷Kann unter der Annahme einer erdparallelen, ebenen Umgebung vereinfachend angenommen werden.

¹⁸Dieser stellt eine Befestigungsschraube einer fest im Fahrzeug eingebauten INU dar [Lut01].

Fahrzeugausbaus ist in [Lut01] detailliert beschrieben und Abbildung 4.2 zeigt eine Innenansicht des Fahrzeugs nach dem Einbau der Systeme.



Abb. 4.2: Innenansicht des Navigationsfahrzeuges nach dem Umbau

Das Fahrzeug bietet in diesem Zustand eine optimale Versuchsplattform, um verschiedene Navigationssysteme an verschiedenen Örtlichkeiten untersuchen und mit der eingerüsteten hochwertigen Sensorik hochgenaue Referenztrajektorien ermitteln zu können.

4.2 Die Referenztrajektorie

In der Literatur existieren verschiedene Ansätze zur Generierung einer Referenztrajektorie. Einige Ansätze nutzen oft ein einfaches DGPS-System, das einerseits nicht die geforderte Navigationsgüte mit der entsprechenden Integrität erfüllt, andererseits lediglich eine eingeschränkte Verfügbarkeit aufweist.

Ein besserer Ansatz ist die Verwendung inertialer Navigationssysteme in Kombination mit hochwertigen DGPS-Systemen. Diese Verifikationssysteme besitzen den Vorteil einer hohen Verfügbarkeit. In der Regel wird die Algorithmik der herkömmlichen Kalman-Filterung eingesetzt. Das bedeutet, dass bei Verlust der GPS-Information, auch in Kombination mit hochwertigen INS-Systemen, der Positionsfehler des Referenzsystems mit der Zeit zunimmt, bis die GPS-Information wieder verfügbar ist. Ein solches Referenzsystem besitzt daher die Fehlercharakteristik eines Fahrzeugnavigationssystems während eines GPS-Ausfalls, weshalb dieses Verfahren zur Verifikation ebenfalls nicht geeignet ist.

Daher wird ein Verfahren gewählt, welches sämtliche Forderungen, wie z.B. Genauigkeit, Verfügbarkeit und Integrität an ein Referenzsystem zur Verifikation von Fahrzeugnavigationssystemen erfüllt. In der Arbeit [Sch04b] ist ein solches Verfahren zur Generierung einer optimalen Referenztrajektorie entwickelt und verifiziert worden, welches hier als Vergleichsspur zur Bewertung der fahrzeugautonomen Verfahren eingesetzt wird. Dieses Verfahren berücksichtigt, dass Koppelnavigationssysteme stets das gleiche Fehlerverhalten bei Sensorausfällen zeigen, nämlich eine zeitlich proportionale Zunahme der Positionsungenauigkeit und löst diese Art von Störungen möglichst effektiv.

Die Sensoren zur Generierung der Referenzspur wurden entsprechend ausgewählt, um höchste Anforderungen zu erfüllen. Es werden Ringlaserkreisel mit hoher Güte zur Detektion der Drehbewegung um die Hochachse, die ABS-Sensorik zur Messung des zurückgelegten Weges, hochwertige Beschleunigungsmesser sowie ein hochwertiges DGPS-System für das Referenzsystem eingesetzt, wie im vorigen Kapitel 4.1 ausführlich beschrieben. Um Einbau- und Lagefehler so weit wie nur möglich zu minimieren, wurden sämtliche Einbauorte der Sensorik bzw. Antennen mit höchster geodätischer Präzision vermessen. Die Messwerte dieser Sensoren/Systeme werden parallel mit einer zeitlichen Genauigkeit von 1 Millisekunde aufgezeichnet und anschließend im Postprocessing dem Algorithmus zur Verfügung gestellt.

Der Algorithmus zur Bestimmung der optimalen Zustandswerte, insbesondere der Position, ist als Kalman-Glättung in Verbindung mit der Struktur des Mathematischen Navigationsmonitors (siehe [KBT97, BvdH98]), der aus der militärischen Luftfahrt stammt, ausgelegt und implementiert. Dieser Algorithmus wurde in der Arbeit [Sch04b] umgesetzt, womit erhebliche Qualitätssteigerungen gegenüber herkömmlichen Ansätzen erreicht wurden. Die verwendete Kalman-Glättung führt zu sehr akkuraten Schätzwerten mit einem geringen Rauschanteil und der Mathematische

Navigationsmonitor realisiert die Optimalität im regelungstechnischen Sinne.

Die geschätzten Zustände dieses Verfahrens wurden anschließend anhand einer Metareferenz ausgiebig bezüglich der Leistungsfähigkeit verifiziert. Im Versuchsfahrzeug wurden zahlreiche Testfahrten am Flughafen Frankfurt/Main und an der TU-Darmstadt durchgeführt. Diese dienten zum einen als Plausibilitätstests zur Charakterisierung des Fehlerverhaltens, zum anderen zur exakten Bestimmung des Positions- und Headingfehlers der Referenztrajektorie.

Die Plausibilitätstests zeigten deutliche Verbesserungen des neuen Verfahrens gegenüber der herkömmlichen Kalman-Filterung. Die Zustandsverläufe mit diesem Verfahren sind wesentlich glatter und es folgt eine höhere Genauigkeit der einzelnen Zustände, mit dem Ergebnis einer kleineren Fehlerkovarianz. Dies wurde in der Arbeit [Sch04b] mathematisch in der Verbesserung der Kovarianz einer Kalman-Glättung gegenüber einer herkömmlichen Kalman-Filterung gezeigt und anhand zahlreicher Versuche bestätigt.

Ein weiterer Vorteil dieses Verfahrens ist bei Ausfall eines Sensors oder Systems, z.B. bei GPS-Abschattungen, zu beobachten. Im Gegensatz zur Kalman-Schätzung weist das Ergebnis der Kalman-Glättung am Ende eines GPS-Ausfallintervalls keinerlei Positionsfehler auf, da bei der Berechnung der Trajektorie im Postprocessing alle Daten bis zum Ende einer Versuchsfahrt zur Verfügung stehen. Dies stellt normalerweise den dominanten Positionsfehler einer Kalman-Schätzung dar, da ein Fehler während eines Ausfallintervalls in der Regel anwächst. Das Glättungsverfahren berücksichtigt alle Sensorinformationen und filtert alle Daten mittels Kalman-Filter vorwärts und rückwärts gerichtet. Dies führt dazu, dass dem Glätter die Zustandsfolgen vor und nach einem Ausfallintervall bekannt sind, diese optimal überbrückt werden können und der Fehler nach einem Ausfallintervall minimal ist. Durch dieses Verfahren können Fahrzeugnavigationssysteme zum Zeitpunkt des maximalen Positionsfehlers, nämlich zum Ende eines GPS-Ausfalls, mit höchster Güte bewertet werden.

Die in der Literatur beschriebene Tendenz zum Verzögern eines geschätzten Zustandes durch die Kalman-Filterung ist bei der Kalman-Glättung nicht zu beobachten. Die verwendete Fehlererkennung in diesem Verfahren zeigte bei Vorhandensein von Mehrwegeausbreitungen keinerlei Verschlechterung der Positionierung.

Die exakte Verifikation der Ergebnisse der entwickelten Referenztrajektorie erfolgte mittels eines optischen Verfahrens als Metareferenz. Mit einer CCD-Kamera wurden hochgenau vermessene Fixpunkte während der Fahrt erfasst, anhand derer die absolute Positionsgenauigkeit ausgewertet werden konnte. Dieses Verfahren ist in der Arbeit [Alv02] genau beschrieben. In einer umfangreichen statistischen Auswertung wurde die Referenztrajektorie bewertet, dabei wurde keine nennenswerte Verschlechterung der Genauigkeit bei Störeinflüssen wie Mehrwegeausbreitung und Abschattungen festgestellt.

Das Verfahren zur Generierung einer optimalen Referenztrajektorie erzielte bei vielen Messfahrten¹⁹ einen CEP₉₅ von 0,44 Meter. Der maximale Fehler der bei diesem Verfahren aufgetreten ist, beträgt 0,6 Meter (siehe [Sch04b]). Mit dieser Referenztrajektorie können nun die verschiedenen Navigationsverfahren mit einer sehr hohen Verlässlichkeit bewerten werden. Dieses Verfahren wurde bereits in einigen Projekten in Kooperation mit folgenden Industriepartnern eingesetzt:

- Deutsche Flugsicherung (DFS)
- Fraport AG
- Honeywell Airport Systems GmbH
- Honeywell Regelsysteme GmbH
- iMAR GmbH
- Zentrum für integrierte Verkehrssysteme (ZIV)

¹⁹Die Messfahrten wurden auch unter schwierigen GPS-Empfangsbedingungen ermittelt.

4.3 Statistische Auswertung der Genauigkeit

Anhand der zuvor beschriebenen Referenztrajektorie können nun die Navigationslösungen der in dieser Arbeit entwickelten Verfahren bzgl. ihrer Genauigkeit untersucht werden. Die berechnete Navigationslösung bezieht sich auf das WGS84-Ellipsoid (vgl. Abb. 3.2) und wird in Länge und Breite [°] angegeben.

Die Validierungsfahrten erfolgten im bereits in Kapitel 4.1 beschriebenen Versuchsfahrzeug. In diesem Fahrzeug ist das Referenznavigationssystem und das zu untersuchende System eingerüstet, diese sind hard- und softwareseitig an das Messdatenerfassungssystem angebunden. Die Aufzeichnung der Daten erfolgte mit 50 Hz, so dass eine auf 20 Millisekunden genaue Zeitsynchronisation gewährleistet werden konnte. Bei allen Systemen erfolgte eine Speisung mit GPS-Differentialkorrekturen mit einer Referenzstation in der Versuchsumgebung. Als Versuchsumgebung wurde der Campus der TU-Darmstadt und der Flughafen Frankfurt, achtgrößter Flughafen der Welt nach Passagierzahlen ([Air07]), ausgewählt, um möglichst realistische Umgebungsbedingungen vorzufinden.

Um die Positionsgenauigkeit der verschiedenen Verfahren beurteilen zu können, wurden die Positionsabweichungen zwischen der Referenztrajektorie und der zu untersuchenden Trajektorie berechnet und in einer diskreten sowie kumulativen Häufigkeit dargestellt.

Innerhalb der diskreten Wahrscheinlichkeitsverteilungen kann der prozentuale Anteil der Messdaten, der innerhalb einer bestimmten Fehlergrenze liegt, abgelesen werden. Im Gegensatz dazu zeigt die kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung den prozentualen Anteil der gemessenen Daten, der unterhalb einer bestimmten Fehlerschranke liegt. Bei der Darstellung der diskreten Häufigkeit wurde die Grafik auf den maximalen Fehler bzw., wenn dieser 20 Meter übersteigt, auf 20 Meter begrenzt. Da der maximal auftretende Fehler von signifikanter Relevanz ist, wurde dieser innerhalb der diskreten Häufigkeiten separat angegeben.

Darüber hinaus werden zwei weitere Plots für jede Messfahrt dargestellt. Zum einen eine Positionsspur, dargestellt auf einem Luftbild, die Referenztrajektorie (blau dargestellt) und die Testtrajektorie (rot dargestellt), um den jeweiligen Versatz direkt sehen zu können und eventuell aufgetretene Fehler den örtlichen Gegebenheiten zuzuordnen zu können. Zum anderen werden fehlerabhängige Positionsplots erstellt, in denen die relativen Positionsfehler zur Referenztrajektorie farblich markiert sind. Fehler unter einem Meter sind grün, von 1–2 Meter cyan, 2–5 Meter blau, 5–10 Meter magenta und über 10 Meter in rot dargestellt.

Die Auswertung erfolgt in zwei Teilen, zum einen soll die Güte der Koppelnavigationslösung ohne Stützung durch GPS-Informationen verifiziert werden, zum anderen soll auch das Verbesserungspotential einer GPS-Lösung durch Stützung durch weitere Sensoren untersucht werden. In Tabelle 4.3 sind die untersuchten Verfahren,

sowie die zugehörigen Kapitel aufgeführt:

| Verfahren | ohne GPS Stützung | mit GPS Stützung |
|------------------------|-------------------|------------------|
| Kreisel & Hodometer | Kapitel 4.4.1 | Kapitel 4.4.2 |
| Differential-Hodometer | Kapitel 4.5.1 | Kapitel 4.5.2 |
| Kreisel & ODOX | - | Kapitel 4.6.1 |

Tabelle 4.3: Untersuchungssystematik der verwendeten Verfahren

Es werden in den folgenden Kapiteln exemplarische Messfahrten sowie das Gesamtergebnisse über alle Messfahrten für das jeweilige Verfahren vorgestellt.

In Tabelle 4.4 ist eine Übersicht über die durchgeführten Messfahrten dargestellt. Die Fahrten A1 bis A9 erfolgten auf dem Universitätsgelände Lichtwiese der TU-Darmstadt, die Fahrten B1 bis B10 erfolgten auf dem Frankfurter Flughafen.

| Messfahrt | Strecke [m] | Dauer [s] |
|-----------|-------------|-----------|
| A1 (1) | 805 | 145 |
| A2 (2) | 1701 | 264 |
| A3 (3) | 1420 | 251 |
| A4 (4) | 134 | 52 |
| A5 (5) | 784 | 123 |
| A6 (6) | 1687 | 263 |
| A7 (7) | 1469 | 224 |
| A8 (8) | 404 | 78 |
| A9 (9) | 749 | 129 |
| B1 (10) | 1307 | 238 |
| B2 (11) | 1308 | 164 |
| B3 (12) | 1767 | 298 |
| B4 (13) | 1484 | 283 |
| B5 (14) | 1500 | 364 |
| B6 (15) | 1843 | 350 |
| B7 (16) | 2429 | 565 |
| B8 (17) | 2058 | 342 |
| B9 (18) | 1968 | 338 |
| B10 (19) | 3928 | 573 |

Tabelle 4.4: Übersicht über die Messfahrten

4.3.1 Einflussfaktoren

Eine Beeinträchtigung der Versuchsergebnisse kann durch verschiedene Faktoren entstehen. Die folgenden Umgebungsbedingungen beeinflussen maßgeblich die erreichten Ergebnisse, ermöglichen jedoch plausible Aussagen für den Einsatz unter realen Umgebungsbedingungen. Dazu gehören:

- GPS-Ausfälle, die durch Tunnels und hohe Gebäude in den Innenhöfen entstehen können
- hohe Gebäude, die Fehler durch Mehrwegeausbreitungen verursachen können
- mögliche Störung der GPS-Signale durch eine hohe Funklast auf dem Flughafen (siehe auch [SPKD00], [DFS95])
- Betriebsstraßen auf dem Flughafen sind neben oder an kreuzenden Taxiways und Parkpositionen angelegt, dadurch können Mehrwegereflektionen und Abschattungen durch vorbeifliegende oder parkende Flugzeuge entstehen

4.4 Bewertung des Kreisel & Hodometer Verfahrens

4.4.1 Kreisel & Hodometer Verfahren - Untersuchung der Leistungsfähigkeit ohne GPS-Stützung

Die Navigationslösung wird aus Kreisel- und Hodometerdaten berechnet und die GPS-Informationen werden während der Testfahrt nicht in die Filterlösung einbezogen. Somit stehen nur die onboard-Sensoren zur Verfügung. Die Skalenfaktoren und Biase für Drehratenmesser und Hodometer wurden vor Messfahrtbeginn ermittelt und sind während der Messfahrt konstant. Die Anfangsposition und Ausrichtung wurden ebenfalls vorab ermittelt und als Startwerte für dieses Verfahren verwendet. Die Diagramme zur Auswertung der einzelnen Fahrten sind im Anhang dargestellt.

In der folgende Tabelle 4.5 werden für die Messfahrten mit Kreisel und Hodometer der Kurswinkelfehler und der Positionsfehler am Ende jeder Messfahrt sowie die daraus resultierende Kurswinkeldrift aufgelistet.

| Messfahrt | Positionsfehler [m] | Kurswinkelfehler [°] | Drift [°/min] |
|-----------|---------------------|----------------------|---------------|
| A1 (1) | 7,1 | +1,5 | +0,62 |
| A2 (2) | 22,0 | +2,7 | +0,61 |
| A3 (3) | 10,5 | -0,2 | -0,05 |
| A4 (4) | 4,4 | -0,2 | -0,23 |
| A5 (5) | 9,5 | +2,0 | +0,98 |
| A6 (6) | 24,6 | +2,9 | +0,66 |
| A7 (7) | 10,2 | -0,1 | -0,03 |
| A8 (8) | 4,3 | +1,5 | +1,15 |
| A9 (9) | 10,6 | -2,4 | -1,12 |
| B1 (10) | 24,0 | +4,3 | +1,08 |
| B2 (11) | 24,0 | +3,3 | +1,21 |
| B3 (12) | 18,5 | -2,6 | -0,52 |
| B4 (13) | 16,9 | +5,8 | +1,23 |
| B5 (14) | 7,2 | +3,1 | +0,51 |
| B6 (15) | 10,5 | -2,7 | -0,34 |
| B7 (16) | 35,6 | +2,2 | +0,23 |
| B8 (17) | 3,2 | -1,5 | -0,26 |
| B9 (18) | 31,5 | -1,0 | -0,18 |
| B10 (19) | 88,0 | +3,9 | +0,41 |

Tabelle 4.5: Versuchsergebnisse Kreisel & Hodometer

Dieses Verfahren lieferte über alle Messfahrten hinweg gute Ergebnisse. Die dabei größte entstandene Drift ist bei Fahrt *B4* festzustellen, mit einer Drift von

1,23°/min. Dieser im Vergleich größere Fehler, wird teilweise durch die starke Neigung der Fahrbahn mit verursacht. Im Bereich der Fehlerentstehung am Anfang dieser Messfahrt hat die Fahrbahn ein Gefälle von ca. 5 %. Die Messung der Drehrate im körperfesten Koordinatensystem ohne Korrektur des vorhandenen Nickwinkels ist um den Cosinus des Nickwinkels kleiner, gegenüber der Drehrate im Navigationskoordinatensystem. Eine durchschnittlichen Drehrate von 10°/s wird dadurch auf ca. 9,987°/s reduziert. Bei einer 180° Richtungsänderung führt dies zu einer Drift von 0,77°/min (siehe Abbildung A.49).

Die Ergebnisse von Messfahrt A7 zeigen die sehr gute Leistungsfähigkeit der modernen Sensorik unter optimalen Bedingungen. Der Positionsfehler nach 224 s Fahrzeit beträgt 10,2m und die Drift nur 0,02°/min.

4.4.2 Kreisel & Hodometer Verfahren - Untersuchung der Leistungsfähigkeit mit GPS-Stützung

Nach der Ermittlung der Leistungsfähigkeit durch die bordeigene Sensorik werden nun die GPS Informationen über den Messvektor in den Filteralgorithmus eingespeist, sodass nun die Navigationslösung durch Drehratenmesser, Hodometer und GPS gebildet wird. Für jede Messfahrt findet sich im Anhang die Darstellung der Position sowie die kumulative und diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung des Positionsfehlers gegenüber der Referenztrajektorie. Der maximal aufgetreten Positionsfehler und der erreichte Positionsfehler CEP_{95} jeder Messfahrt wird in Tabelle 4.6 dargestellt.

| Messfahrt | max. Fehler [m] | CEP_{95} [m] |
|-----------|-----------------|----------------|
| A1 (1) | 5,7 | 5,3 |
| A2 (2) | 4,4 | 4,0 |
| A3 (3) | 4,4 | 3,8 |
| A4 (4) | 4,0 | 3,8 |
| A5 (5) | 4,1 | 3,6 |
| A6 (6) | 3,5 | 3,1 |
| A7 (7) | 3,9 | 3,3 |
| A8 (8) | 3,9 | 3,3 |
| A9 (9) | 4,1 | 3,8 |
| B1 (10) | 8,4 | 8,1 |
| B2 (11) | 7,4 | 7,1 |
| B3 (12) | 3,7 | 2,7 |
| B4 (13) | 22,0 | >20 |
| B5 (14) | 9,8 | 8,8 |
| B6 (15) | 9,7 | 8,9 |
| B7 (16) | 10,7 | 7,9 |
| B8 (17) | 5,5 | 4,7 |
| B9 (18) | 4,1 | 3,6 |
| B10 (19) | 8,0 | 5,6 |

Tabelle 4.6: Versuchsergebnisse Kreisel & Hodometer mit GPS-Stützung

Zur einfacheren Darstellung sind die maximalen Positionsfehler und CEP₉₅ Werte nochmals grafisch in den Abbildungen 4.3 und 4.4 dargestellt.

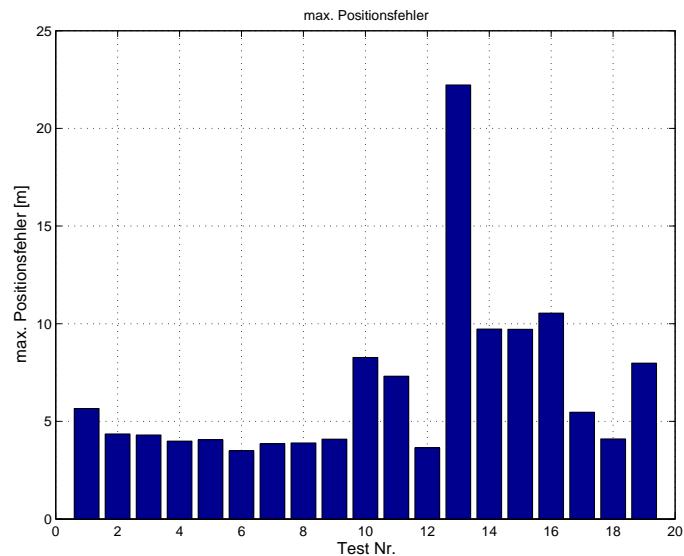


Abb. 4.3: Maximaler Positionsfehler der Messfahrten für das Kreisel & Hodometer Verfahren mit GPS

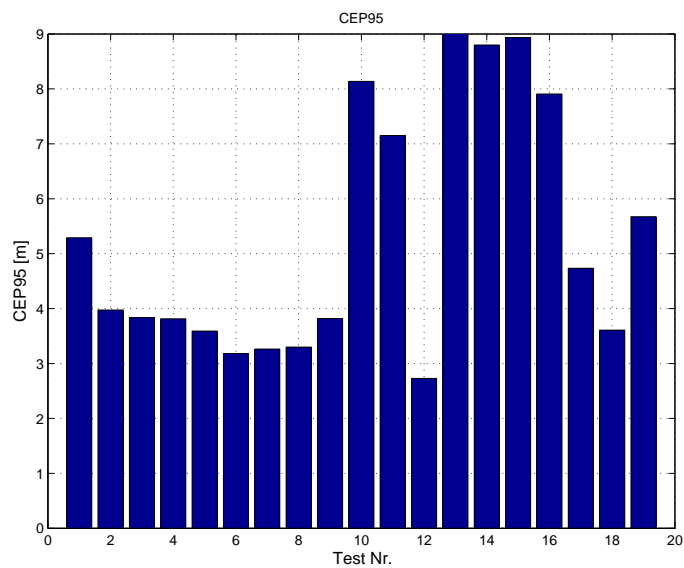


Abb. 4.4: CEP₉₅ der einzelnen Messfahrten für das Kreisel & Hodometer Verfahren mit GPS

Dieses Verfahren liefert gute Ergebnisse, die Mehrzahl der Versuchsfahrten liefern bereits einen Positionsfehler CEP₉₅ von unter 5 Meter. Nur die Fahrten *B1*, *B2*,

B4, *B5*, *B6* und *B7* liegen noch erheblich oberhalb der 5 Meter Grenze. Dies sind Messfahrten, die auf dem Flughafen Frankfurt durchgeführt wurden und durch die Tunnels der Terminalgebäude führten, in denen der GPS Empfang nicht möglich war.

Der zeitliche Anteil einer Messfahrt, in dem der GPS Empfang nicht möglich war, kann innerhalb einer Messfahrt sehr hoch sein. Zum Teil wurden bis zu 60% der Fahrzeit bei diesen Fahrten in Tunnels verbracht. Dabei traten in den Tunnels keine Standphasen auf, die keinen Einfluss auf die Verschlechterung der Positionsgenauigkeit gehabt hätten. Um ein statistisch ausgewogenes Ergebnis zu erhalten, werden die Ergebnisse der durchgeführten Messfahrten zusammengefasst und die kumulative und diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung der Positionsfehler über alle Messfahrten in je einem Diagramm dargestellt. Somit kann aus Abbildung 4.5 für das Verfahren mit Kreisel, Hodometer und GPS ein Positionsfehler $< 8\text{m CEP}_{95}$ entnommen werden. Aus Abbildung 4.6 ergibt sich eine Häufung der Positionsfehler gegenüber der Referenz im Bereich von 2m und einem maximal aufgetretenen Fehler von 22m. Die lokale Häufung im Bereich von 7m ist auf die größeren Positionsfehler während der Tunnelfahrten zurückzuführen.

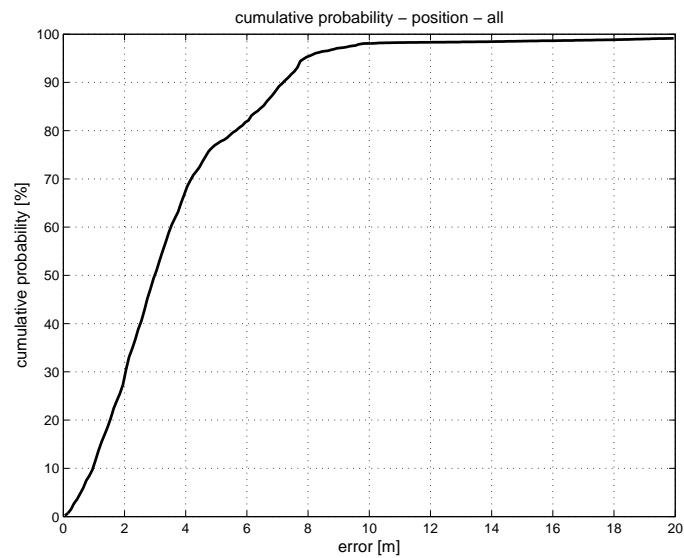


Abb. 4.5: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung für das Kreisel & Hodometer Verfahren mit GPS

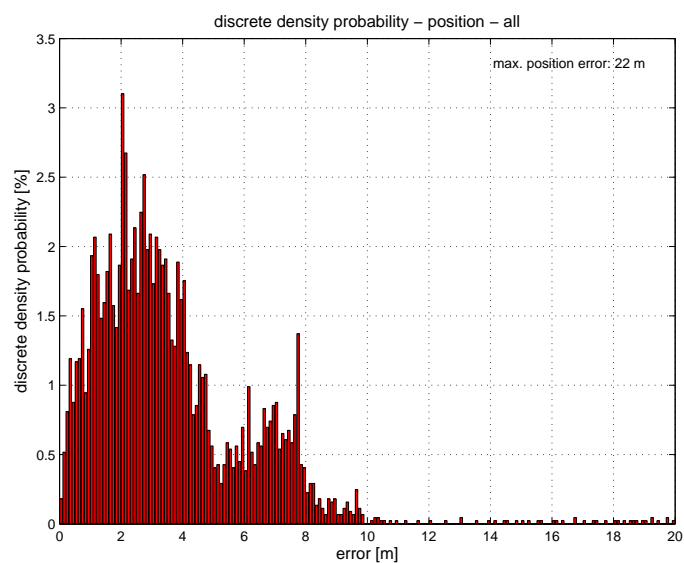


Abb. 4.6: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung für das Kreisel & Hodometer Verfahren mit GPS

Exemplarisch kann für dieses Verfahren die Möglichkeit zur Verbesserung der Navigationsgenauigkeit einer GPS-Navigationslösung gezeigt werden. Dies wird anhand Messfahrt A3 verdeutlicht. Abbildung 4.7 zeigt die Fahrspuren auf einem Luftbild von der GPS-Trajektorie in grün, der Filterlösung in rot und der Referenz in blau.

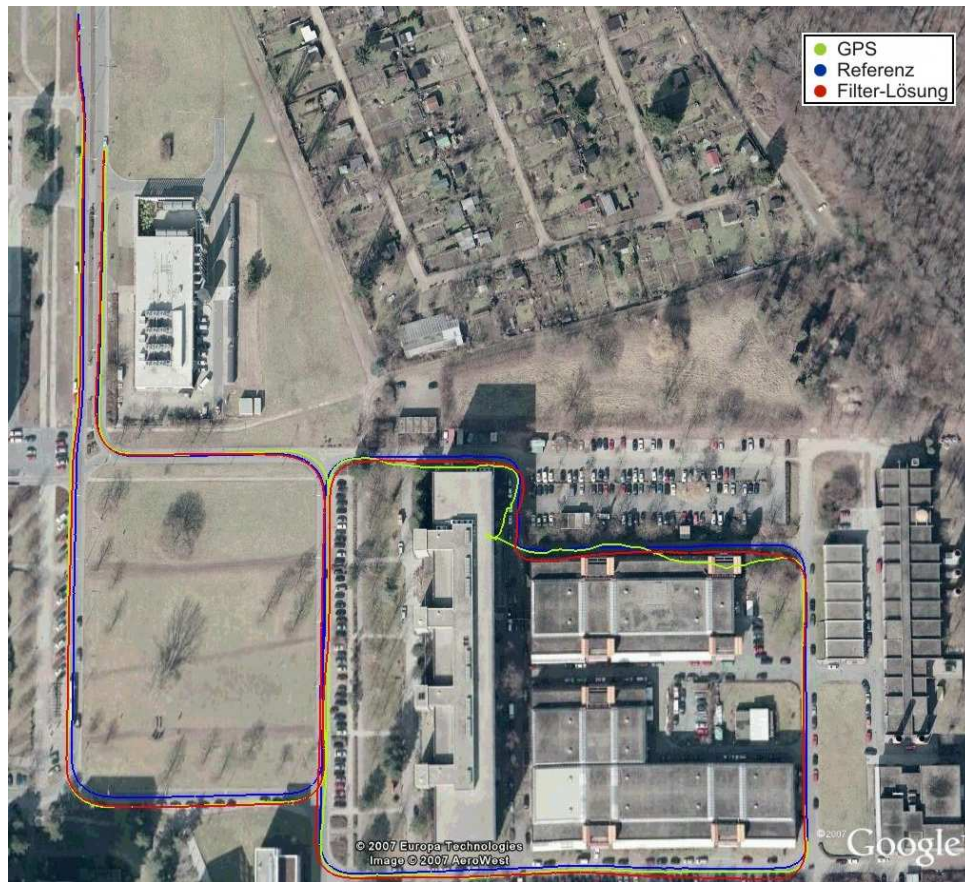


Abb. 4.7: Fahrspuren der Messfahrt A3 (Luftbild mit freundlicher Genehmigung von Google Earth™ Kartenservice.)

Im Luftbild sind bei der grünen GPS-Spur deutlich die Positionsfehler (in der Bildmitte) zu erkennen, die durch Multipath-Fehler, aufgrund der Nähe zu hohen Gebäuden, entstehen. Die Filter-Lösung mit Kreisel und Hodometer und GPS-Stützung ist hingegen in der Lage, die Fehler in der GPS-Position zu detektieren und zu isolieren. Dies führt zu einer Minimierung der Positionsfehler in den kritischen Bereichen.

Im direkten Vergleich der Versuchsergebnisse lässt sich in den Abbildungen 4.8 und 4.9 die Eliminierung der großen Positionsfehler deutlich erkennen.

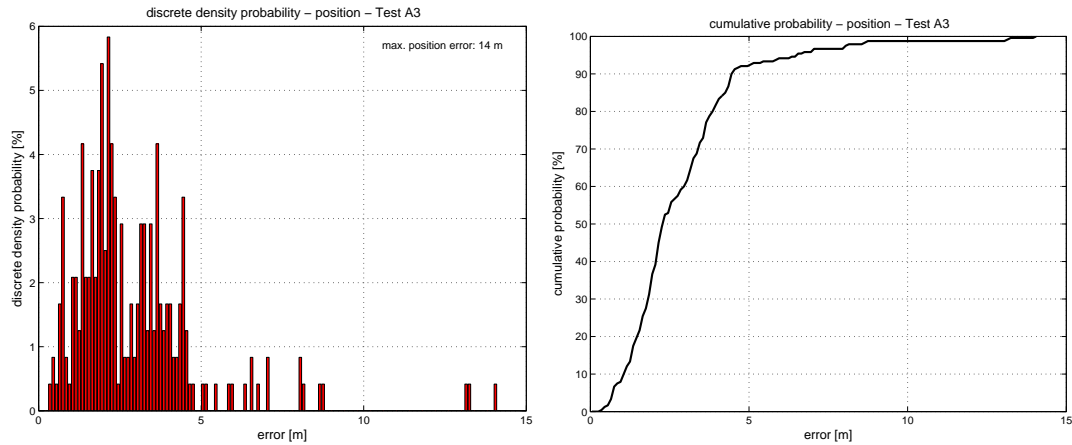


Abb. 4.8: Wahrscheinlichkeitsverteilungen GPS für Messfahrt A3

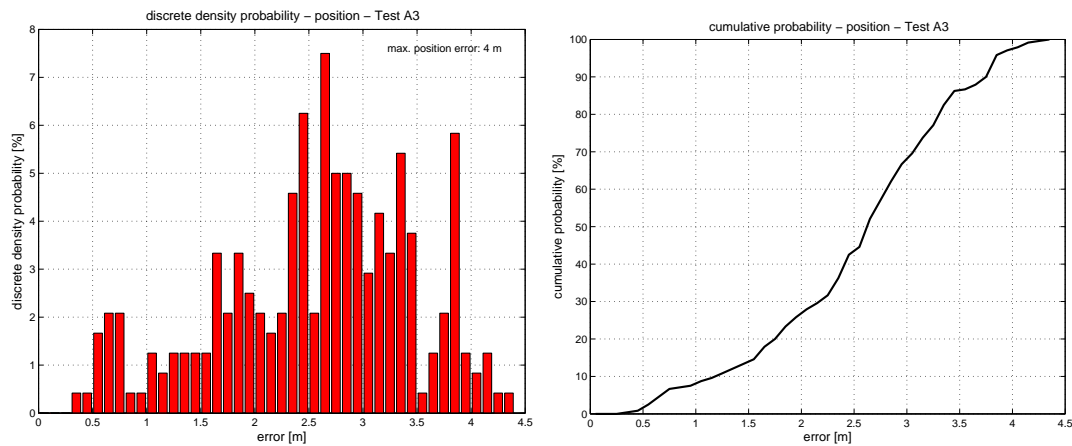


Abb. 4.9: Wahrscheinlichkeitsverteilungen GPS & Gyro & Hodometer für Messfahrt A3

Der Positionsfehler der GPS-Spur von 6,5m CEP₉₅ konnte bei dieser Messfahrt durch die zusätzliche Verwendung von mikromechanischem Kreisel und Hodometer zur Berechnung der Navigationslösung auf 3,8m CEP₉₅ reduziert werden.

4.5 Bewertung des Differential-Hodometer Verfahrens

4.5.1 Differential-Hodometer Verfahren - Untersuchung der Leistungsfähigkeit ohne GPS-Stützung

Das Differential-Hodometer Verfahren wird analog zu Kapitel 4.4.1 zuerst ohne GPS-Stützung ausgewertet. Zu Beginn jeder Messfahrt wird die zuvor beschriebene Anfangsinitialisierung durchgeführt. Die Versuchsergebnisse sind in Tabelle 4.7 dargestellt. Die Ergebnisse des Differential-Hodometer Verfahrens sind im Vergleich zum

| Messfahrt | Positionsfehler [m] | Kurswinkelfehler [°] | Drift [°/min] |
|-----------|---------------------|----------------------|---------------|
| A1 (1) | 13,7 | -1,0 | -0,41 |
| A2 (2) | 12,9 | -0,2 | -0,05 |
| A3 (3) | 38,9 | -4,8 | -1,15 |
| A4 (4) | 16,5 | +18,1 | +20,88 |
| A5 (5) | 24,1 | -3,7 | -1,80 |
| A6 (6) | 20,8 | -6,2 | -1,41 |
| A7 (7) | 99,3 | -14,0 | -3,75 |
| A8 (8) | 38,3 | +25,0 | +19,23 |
| A9 (9) | 136,0 | +13,1 | +6,09 |
| B1 (10) | 41,6 | -2,8 | -0,71 |
| B2 (11) | 38,3 | -4,8 | -1,76 |
| B3 (12) | 351,0 | -17,6 | -3,54 |
| B4 (13) | 44,5 | -14,0 | -2,97 |
| B5 (14) | 56,9 | +5,9 | +0,97 |
| B6 (15) | 67,4 | -16,2 | -2,78 |
| B7 (16) | 160,0 | -23,5 | -2,50 |
| B8 (17) | 281,0 | -33,8 | -5,93 |
| B9 (18) | 502,0 | -51,8 | -9,20 |
| B10 (19) | 1671 | -63,1 | -6,61 |

Tabelle 4.7: Versuchsergebnisse Differential-Hodometer

Kreisel und Hodometer Verfahren schlechter. Es treten Kurswinkeldrifts bis 20°/min auf. Diese großen Fehler entstehen bei Fahrten mit sehr kleinen Kurvenradien und sind auf Modellfehler zurückzuführen. Das Ergebnis kann unter bestimmten Bedingungen sehr gut ausfallen, wie z.B. bei Versuchsfahrt A2, mit einem Positionsfehler von 12,9m nach 264s und einer Drift von nur 0,05°/min. Die Versuchsergebnisse differieren jedoch sehr stark und es kann keine statistisch signifikante Aussage über die Güte der Lösung gemacht werden, da die Richtungsfehler sehr groß werden können.

4.5.2 Differential-Hodometer Verfahren - Untersuchung der Leistungsfähigkeit mit GPS-Stützung

Wie zuvor in Kapitel 4.4.1 beschrieben, wird das Differential-Hodometer Verfahren in der nächsten Auswertung ebenfalls durch GPS Informationen gestützt. Die maximalen Positionsfehler und die Werte für den Positionsfehler CEP_{95} sind in Tabelle 4.8 dargestellt.

| Messfahrt | max. Fehler [m] | CEP_{95} [m] |
|-----------|-----------------|----------------|
| A1 (1) | 7,8 | 4,9 |
| A2 (2) | 6,0 | 5,2 |
| A3 (3) | 16,2 | 9,1 |
| A4 (4) | 7,2 | 6,7 |
| A5 (5) | 11,2 | 8,8 |
| A6 (6) | 8,4 | 4,4 |
| A7 (7) | 9,8 | 8,9 |
| A8 (8) | 2,8 | 2,6 |
| A9 (9) | 9,0 | 5,9 |
| B1 (10) | 16,1 | 12,0 |
| B2 (11) | 13,4 | 11,1 |
| B3 (12) | 9,3 | 2,8 |
| B4 (13) | 10,4 | 5,9 |
| B5 (14) | 19,5 | 11,0 |
| B6 (15) | 36,0 | 17,7 |
| B7 (16) | 8,9 | 7,0 |
| B8 (17) | 5,2 | 3,9 |
| B9 (18) | 4,9 | 3,4 |
| B10 (19) | 31,0 | 7,4 |

Tabelle 4.8: Versuchsergebnisse Differential-Hodometer mit GPS-Stützung

Die Abbildungen 4.10 und 4.11 zeigen die Werte des maximalen Positionsfehlers und CEP_{95} Werte nochmals in grafischer Darstellung. Die maximal auftretenden Positionsfehler sind höher als bei dem Verfahren mit Kreisel und Hodometer. Die Anzahl der Fahrten mit Positionsfehler $CEP_{95} < 5\text{m}$ ist dabei geringer.

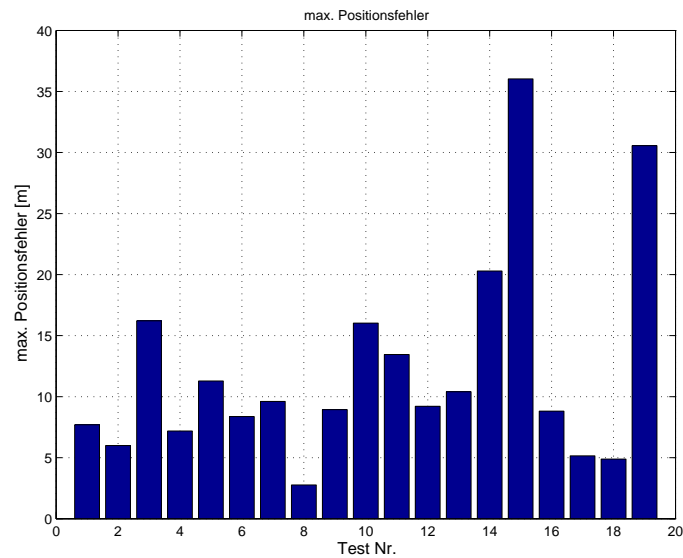


Abb. 4.10: Maximaler Positionsfehler der Messfahrten für das Differential-Hodometer Verfahren mit GPS

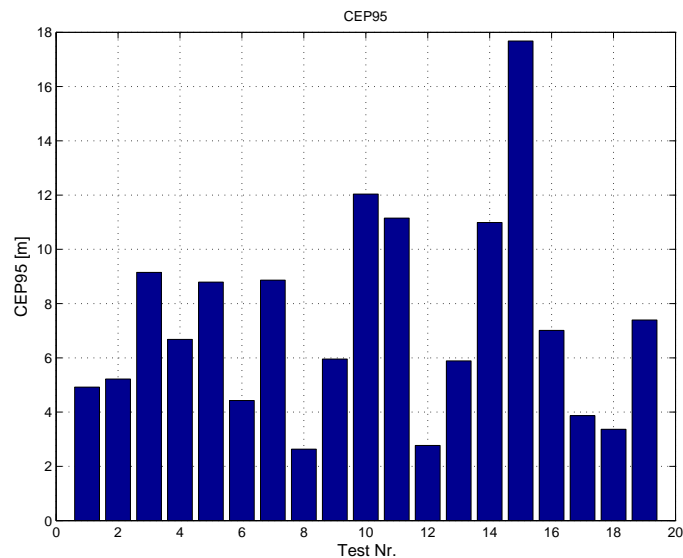


Abb. 4.11: CEP₉₅ der einzelnen Messfahrten für das Differential-Hodometer Verfahren mit GPS

Abschließend werden für das Differential-Hodometer Verfahren die Wahrscheinlichkeitsverteilung (kumulativ und diskret) der Positionsfehler über allen Messfahrten in Abbildung 4.12 und 4.13 dargestellt.

Aus Abbildung 4.12 kann für das Differential-Hodometer Verfahren mit GPS Stützung ein Positionsfehler $< 9\text{m}$ CEP₉₅ entnommen werden. Somit beträgt der

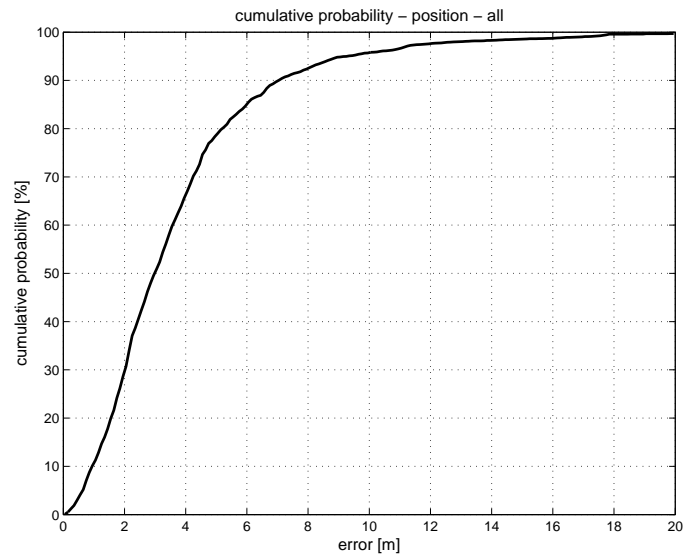


Abb. 4.12: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung für das Differential-Hodometer Verfahren mit GPS

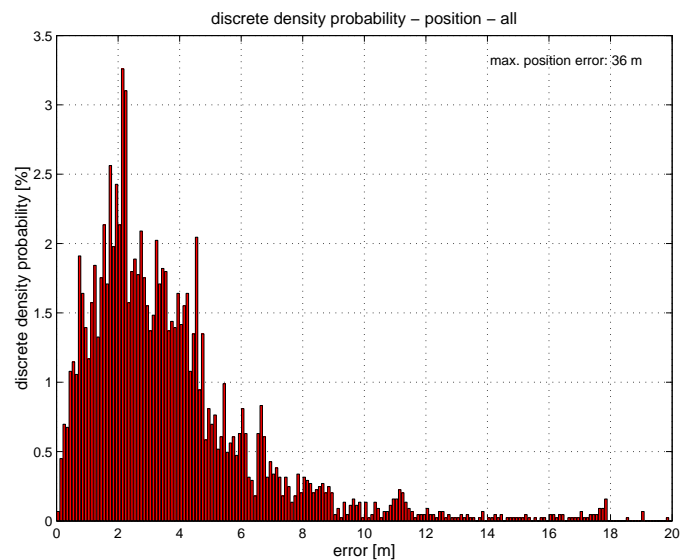


Abb. 4.13: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung für das Differential-Hodometer Verfahren mit GPS

Positionsfehler CEP_{95} 1m mehr als das Kreisel und Hodometer Verfahren mit GPS Stützung. Die Häufung der Positionsfehler gegenüber der Referenz liegt dabei in dem selben Bereich von 2m (siehe Abbildung 4.13). Der maximale aufgetretene Positionsfehler über alle Messfahrten mit Differential-Hodometer Verfahren beträgt jedoch 36m und beträgt somit mehr als 150% des Fehlers des Kreisel und Hodometer Verfahrens.

4.6 Bewertung des kombinierten Verfahrens

Die Bewertung des kombinierten Verfahrens mit Kreisel und Differential-Hodometer erfolgt nur mit GPS Stützung, da die Lösung ohne GPS Stützung, bedingt durch den Algorithmus, dem Kreisel und Hodometer Verfahren entspricht.

4.6.1 Kombiniertes Verfahren - Untersuchung der Leistungsfähigkeit mit GPS-Stützung

Tabelle 4.9 zeigt die Ergebnisse der Messfahrten des kombinierten Verfahrens mit Kreisel, Differential-Hodometer und GPS analog zu den vorherigen Kapiteln. Diese Werte sind zusätzlich in den Abbildungen 4.14 und 4.15 grafisch dargestellt.

| Messfahrt | max. Fehler [m] | CEP ₉₅ [m] |
|-----------|-----------------|-----------------------|
| A1 (1) | 4,9 | 3,9 |
| A2 (2) | 4,2 | 3,9 |
| A3 (3) | 4,0 | 3,3 |
| A4 (4) | 3,8 | 3,6 |
| A5 (5) | 3,2 | 2,7 |
| A6 (6) | 3,7 | 3,4 |
| A7 (7) | 3,5 | 3,2 |
| A8 (8) | 3,0 | 2,6 |
| A9 (9) | 4,0 | 3,7 |
| B1 (10) | 6,1 | 4,7 |
| B2 (11) | 5,6 | 4,9 |
| B3 (12) | 3,5 | 3,0 |
| B4 (13) | 4,3 | 4,0 |
| B5 (14) | 6,0 | 5,0 |
| B6 (15) | 8,5 | 4,0 |
| B7 (16) | 8,0 | 6,5 |
| B8 (17) | 5,5 | 4,7 |
| B9 (18) | 4,5 | 3,8 |
| B10 (19) | 8,0 | 4,8 |

Tabelle 4.9: Versuchsergebnisse Kreisel & Differential-Hodometer mit GPS-Stützung

Das kombinierte Verfahren hat in nahezu allen Messfahrten Positionsfehler CEP₉₅ unter 5m erreicht. Nur die Fahrt *B7* überschreitet die 5-Meter-Marke. Der maximal aufgetretene Positionsfehler bei den durchgeführten Messfahrten beträgt 8m und konnte somit gegenüber dem Kreisel und Hodometer Verfahren (22m) wesentlich reduziert werden.

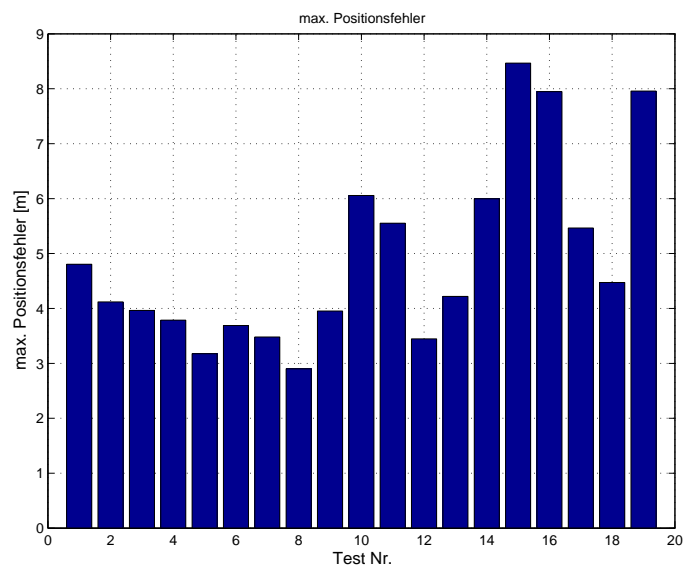


Abb. 4.14: Maximaler Positionsfehler der Messfahrten für das kombinierte Verfahren mit GPS

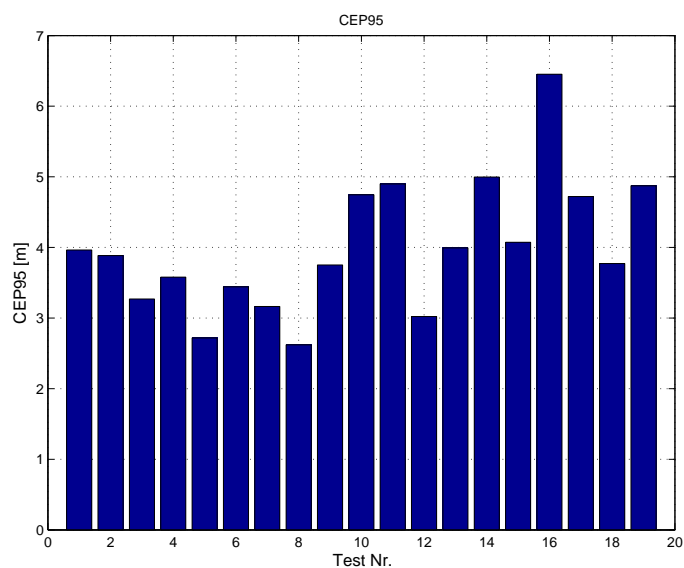


Abb. 4.15: CEP₉₅ der einzelnen Messfahrten für das kombinierte Verfahren mit GPS

Aus Diagramm 4.16 kann der CEP₉₅ Wert, über alle Messfahrten gemittelt für das kombinierte Verfahren abgelesen werden. Der Positionsfehler ist in 95% aller Fälle kleiner 5m. Dieser sehr gute Wert konnte durch eine effektive Fehlererkennung, ermöglicht durch die redundante Messung der Drehrate, erreicht werden. Die Vertei-

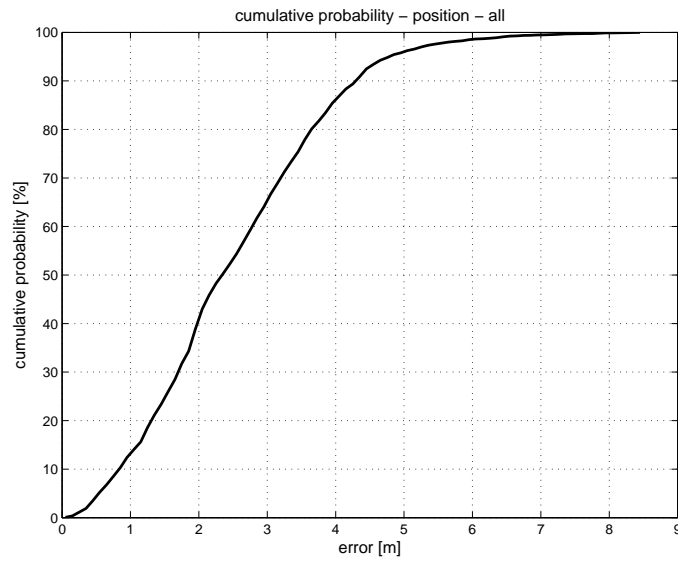


Abb. 4.16: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung für das kombinierte Verfahren mit GPS

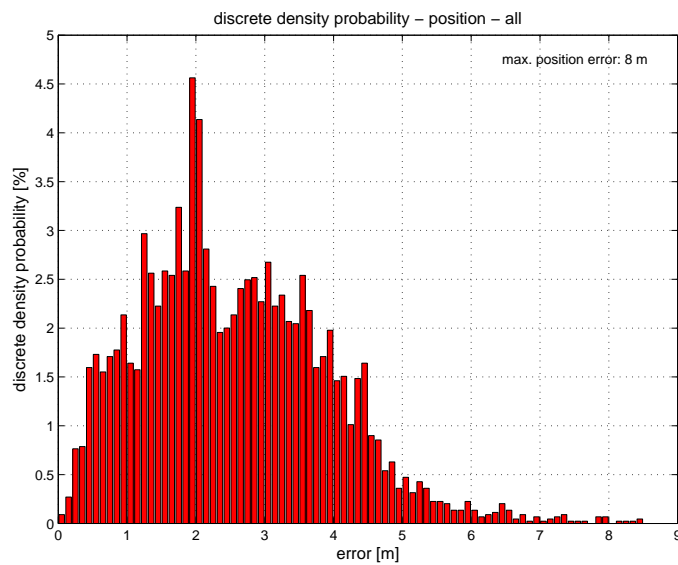


Abb. 4.17: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung für das kombinierte Verfahren mit GPS

lung der Positionsfehler dargestellt in der diskreten Wahrscheinlichkeitsverteilung in Abbildung 4.17 zeigt ebenfalls ein Häufung bei der 2-Meter-Marke. Dies zeigt, dass die Verbesserung der Navigationsgenauigkeit nicht durch Verbesserung der absoluten Positionsbestimmung erreicht wird, da die Häufigkeitsverteilung der verschiedenen

Verfahren ihr Maximum bei 2 Meter haben. Durch die Erkennung und Isolation von GPS-Positionsfehlern und einer effektiveren Bestimmung der Fehlerparameter des Kreisels und Hodometers können die maximal auftretenden Positionsfehler erkennbar reduziert werden.

Abschließend werden nun die kumulativen Wahrscheinlichkeitsverteilungen des Positionsfehler der drei Verfahren bei Verwendung von GPS-Stützung in einem Diagramm dargestellt (siehe Abbildung 4.18). In dieser Abbildung lassen sich nun die erzielten Ergebnisse der drei Verfahren direkt miteinander vergleichen. Die Verringerung der Positionsfehler, bzw. die Verbesserung des CEP_{95} Wertes im kombinierten Verfahren ist deutlich zu erkennen.

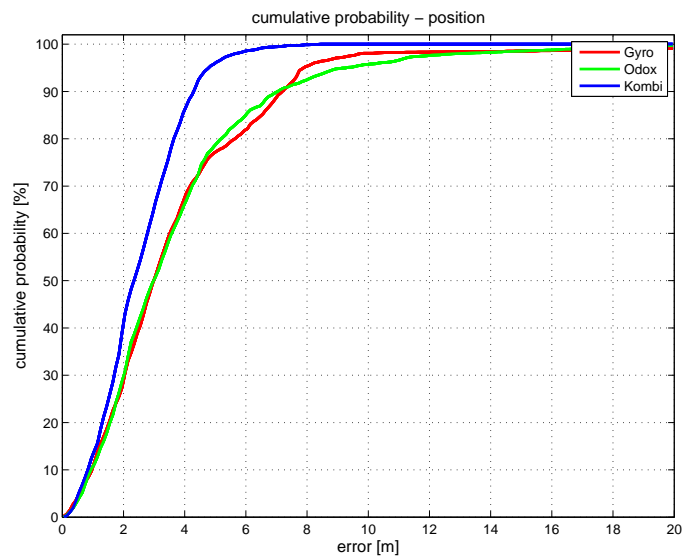


Abb. 4.18: kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung des Positionsfehlers der 3 Verfahren

5 Zusammenfassung und Ausblick

Der stetige Anstieg des Verkehrsaufkommens und steigende Anforderungen an die Sicherheit benötigen im heutigen Zeitalter neue Systemlösungen zur Verbesserung der Mobilität. Der Markt bietet für viele Verkehrsteilnehmer individuelle Systeme an. Vor allem in der Straßennavigation wurden in den vergangenen Jahren sehr große Fortschritte vollzogen. Es existiert detailliertes digitales Kartenmaterial für nahezu alle Länder, mit denen sich auch kostengünstige Navigationssysteme mit Map-Matching Technologie realisieren lassen.

Für sicherheitsrelevante Anwendungen stehen derzeit jedoch nur sehr hochwertige und teure Systemen zur Verfügung. Diese Systeme liefern eine hochgenaue, zuverlässige Navigationslösung auch unter extremen Umgebungsbedingungen für die Sensorik. Die Schwierigkeiten sind hierbei die Überbrückung von GPS-Ausfällen, effiziente Erkennung und Isolierung von GPS-Fehlern, z.B. im Falle von Mehrwegausbreitung.

An ein Navigationssystem für die Feuerwehrfahrzeuge auf Flughäfen werden genau diese hohen Anforderungen gestellt. Für diese Anwendung wird derzeit ein hochwertiges Navigationssystem mit faseroptischem Kreisel eingesetzt, das die Forderung eines Positionsfehlers $< 5\text{m CEP}_{95}$ unter allen Umgebungsbedingungen erfüllt. Der Systempreis für ein derartiges System, das die geforderte Genauigkeit, Verfügbarkeit, Kontinuität, Integrität sowie Robustheit aufweist, ist extrem hoch. Es besteht daher eine Notwendigkeit von hochwertigen Navigationssystemen, welche sich mit geringen Systemkosten realisieren lassen. Eine einfache GPS-Lösung bietet sich an, erfüllt jedoch nicht alle Anforderungen.

Es sind vermehrt miniaturisierte, wartungsfreie und hochintegrierte Sensoren im low-cost Bereich mit bemerkenswerter Genauigkeit am Markt verfügbar, bzw. ist diese Sensorik bereits in modernen Fahrzeugen werksmäßig integriert. Dies bietet die Möglichkeit zur Realisierung einer Navigationslösung zur Erfüllung der oben genannten Forderungen und liefert zugleich die Motivation zur Erstellung dieser Arbeit. Es wird die Algorithmik für verschiedene fahrzeugautonome Navigationsverfahren mit GPS-Stützung umgesetzt und die erreichte Navigationsgenauigkeit für diese Verfahren verifiziert.

Nach einer Übersicht der klassischen Einteilung der Navigationsverfahren wurden Sensoren, die sich zur fahrzeugautonomen Navigation eignen, analysiert. Dabei wurden aus den vielfältigen Möglichkeiten die Sensoren ausgewählt, die für diesen Einsatzfall, die besten Ergebnisse bei geringen Kosten liefern. Die Sensoren und Systeme für die Weglängenbestimmung, Richtungsbestimmung und Positionsbestimmung werden anschließend ausführlich beschrieben.

Nach der Vorauswahl der Sensorik konzentriert sich die Arbeit auf die folgenden drei Lösungsansätze:

- Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und Hodometer
- Verfahren mit Differential-Hodometer
- Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und Differential-Hodometer

Für jedes Verfahren erfolgt eine angepasste Modellbildung. Die Algorithmen zur Bestimmung der optimalen Zustandswerte wie Position, Geschwindigkeit, Drehraten, Biase und Skalenfaktoren werden in einem erweiterten Kalman-Filter mit Fehlererkennungsalgorithmus (FDI) ausgelegt und implementiert.

Die Sensorfehler und Messfehler der eingesetzten Sensoren werden detailliert behandelt. Die MEMS Sensoren haben zum Teil eine sehr große Temperatur- und Beschleunigungsabhängigkeit, die durch eine Kalibrierung signifikant minimiert werden konnten. Einflüsse wie Nick- und Wankwinkel eines Fahrzeuges sowie die Fahrbahnneigung, die Auswirkungen auf den jeweiligen Navigationsalgorithmus haben, wurden ebenfalls berücksichtigt.

Alle drei Verfahren wurden realisiert und in einem Versuchsfahrzeug ausführlichen Tests unterzogen. Dieses Versuchsfahrzeug, welches speziell für die Untersuchung von Navigationssensorik und Systemen konzipiert und in dieser Arbeit eingesetzt wurde, beinhaltet einen Ringlaserkreisel hoher Güte zur Detektion der Drehbewegung um die Hochachse (Teil einer H-764-Plattform), eine herkömmliche serienmäßige ABS-Sensorik, ein hochwertiges DGPS-System und einen Beschleunigungsmesser zur Generierung einer hochpräzisen Referenztrajektorie. Die Referenzsensorik und Systeme sind an ein Messdatenerfassungssystem angebunden und wurden mit höchster geodätischer Präzision vermessen, um Einbau- und Lagefehler so weit wie möglich auszuschließen.

Die drei realisierten Verfahren wurden mit Hilfe einer hochgenauen Referenztrajektorie mit einem Positionsfehler $< 0,5\text{m CEP}_{95}$ bewertet. Die Referenztrajektorie ermöglichte eine kontinuierliche Bestimmung des relativen Positionsfehlers zu jedem Zeitpunkt, wobei sowohl die Daten zur Generierung der Referenztrajektorie als auch die Daten des Versuchssystems an ein Messdatenerfassungssystem angeschlossen wurden, welches eine zeitliche Synchronisation auf 20 Millisekunden ermöglichte.

Die hierfür notwendigen Messfahrten wurden sowohl auf dem Flughafen Frankfurter/Main als auch auf dem Campus der TU-Darmstadt durchgeführt.

Die Analyse der Navigationsgenauigkeit der verschiedenen Verfahren beinhaltet die Darstellung der Positionsabweichungen zwischen der Referenztrajektorie und der zu untersuchenden Trajektorie, in einer diskreten sowie kumulativen Häufigkeit. Dabei wurde die Leistungsfähigkeit der integrierten Lösung mit GPS, sowie die Lösung der fahrzeugautonomen Koppelnavigation (ohne GPS) getrennt voneinander bewertet.

In der Untersuchung werden daher die folgenden fünf Verfahren bewertet:

- Kreisel & Hodometer Verfahren
 - ohne GPS-Stützung
 - mit GPS-Stützung
- Differential-Hodometer Verfahren
 - ohne GPS-Stützung
 - mit GPS-Stützung
- Kombiniertes Verfahren
 - mit GPS-Stützung

Das Differential-Hodometer Verfahren (an der Hinterachse) mit Stützung durch GPS Informationen lieferte mit einem Positionsfehler von 8m CEP₉₅ und einem maximalen Positionsfehler von 34m über alle Messfahrten ein etwas schlechteres Ergebnis als die Lösung mit Drehratenmessers und Hodometer.

Das performantere Verhalten des Kreisel und Hodometer Verfahrens wurde bereits in der Untersuchung der fahrzeugautonomen Positionslösung ohne GPS Stützung sichtbar. Die maximal aufgetretene Drift des Kurswinkels lag bei 1,23°/min, im Gegensatz zu ca. 20°/min bei der Differential-Hodometer Lösung. Das weitverbreitete Verfahren der Kopplung eines Drehratenmessers und Hodometers mit dem in dieser Arbeit eingesetzten mikromechanischen Kreisel lieferte gute Ergebnisse mit einem Positionsfehler < 8m CEP₉₅ und einem maximalen Positionsfehler von 22m.

Diese vorgenannten Verfahren erfüllen somit nicht den geforderten Positionsfehler < 5m CEP₉₅.

Aufgrund des beobachteten Verhaltens der Fehlerentstehung dieser Navigationsverfahren, bot es sich zur Verbesserung der Performanz an, ein Verfahren mit redundanter Bestimmung der Drehrate mit mikromechanischem Kreisel und Differential-Hodometer zu entwickeln. Dieses Verfahren zeigte eine deutliche Verbesserung in der Fehlererkennung der GPS Informationen und Bestimmung der sensorspezifischen Parameter wie Skalenfaktorfehler und Nullpunktänderung (Bias). Aus der verbesserten Fehlererkennung resultierte eine höhere Genauigkeit der einzelnen Zustände und der Positionslösung, was anhand zahlreicher Versuche bestätigt wurde. Dieses Verfahren lieferte einen Positionsfehler < 5m CEP₉₅ und einen maximalen Positionsfehler von 8m, ermittelt über alle Messfahrten.

Dieses in der Arbeit vorgestellte Verfahren mit mikromechanischem Kreisel und Differential-Hodometer kann somit die aufgestellten Anforderungen erfüllen. Der Positionsfehler < 5m CEP₉₅ wurde erreicht.

Das Verfahren ist in der Lage, die Kaltstartzeit eines GPS-Empfängers und GPS Ausfälle zu überbrücken, sofern eine Anfangsposition und Anfangsausrichtung bei

Fahrtbeginn bekannt ist. Die Berechnung der Position unabhängig von Karteninformationen sowie die Berechnung der relativen Fahrbewegungen auf einer Straße zu erfassen, wurde nachgewiesen.

Somit wurde ein leistungsfähiges und kostengünstiges Navigationsverfahren entwickelt und untersucht, welches hohe Ansprüche an Genauigkeit, Ausfallsicherheit und Zuverlässigkeit erfüllt. Eine effiziente Fehlererkennung ist durch eine einfache redundante Sensorkombination mit minimalen Hardware-Systemkosten möglich. Es lässt sich eine leistungsfähige Navigationslösung realisieren, welche z.B. für den Anwendungsfall in sicherheitskritischen Anwendungen, wie das in dieser Arbeit beschriebene Vorhaben ETNA der Flughafenfeuerwehr, geeignet ist.

Die geringen Systemkosten bieten die Möglichkeit dieses Verfahren auch in Produkten für den Massenmarkt zu nutzen. Zukünftig ist es vorstellbar, die bordeigenen Sensoren des ESP Systems von Fahrzeugen zu nutzen, sofern diese Daten vom Fahrzeughersteller zur Verfügung gestellt werden, um eine derartige Navigationslösung einzusetzen.

Die Entwicklungen in der Micro Electro Mechanical Systems (MEMS) Technologie, welche in den letzten Jahren große Fortschritte in Bezug auf BIAS-Stabilität, Auflösung und Messgenauigkeit erfahren haben, lassen erwarten, dass sich durch weitere Verbesserungen der Sensoren neue Anwendungsbereiche in der Fahrzeugtechnik, Luftfahrt und Automation erschließen lassen. Vorstellbar sind durchaus dreiaxige Systeme, die die Navigation nicht nur in ebenen Anwendungen sondern auch im Raum unterstützen.

Literatur

- [Aer07] Aerosecure. *Aerosecure Flugunfall-Statistik „Wetter“ 2007*. München. http://www.bfu-web.de/nn_223968/DE/Publikationen/Bulletins/2004/Bulletin01-2004,templateId=raw,property=publicationFile.pdf/Bulletin01-2004.pdf, 04.10.2007.
- [Air07] Airports Council International. *Passenger Traffic 2005*. Genf. http://www.airports.org/cda/aci/display/main/aci_content.jsp?zn=aci\&cp=1-5_9_2__, (25.04.2007).
- [Alv02] C. Alvarez. *Integration einer CCD-Kamera in ein bestehendes Navigationsfahrzeug*. Diplomarbeit TU Darmstadt, Fachgebiet Flugsysteme und Regelungstechnik, Darmstadt. 2002.
- [Aus99] T. Aussems. *Positionsschätzung von Landfahrzeugen mittels Kalman-Filterung aus Satelliten- und Koppelnavigationsbeobachtungen*. D82 (Diss. RWTH Aachen), Veröffentlichung des Geodätischen Instituts der RWTH Aachen, Aachen. 1999.
- [Aus00] H.-U. Auster. *Kalibrierung von Fluxgate Magnetometern mittels Relativbewegung zwischen Sensor und Magnetfeld*. Dissertation Technische Universität Braunschweig, Braunschweig. 2000.
- [BCK⁺93] J. Bernstein, S. Cho, A. T. King, A. Kourepenis, P. Maciel, und M. Weinberg. A Micromachined comb-drive tuning fork rate gyroscope. In *Proceedings of IEEE Micro Electro Mechanical Systems*, Fort Lauderdale, 1993. IEEE International Conference.
- [Bey93] J. Beyer. *Nichtlineare Schätzung inertialer Navigationsgrößen durch die fehlertolerante Verarbeitung zusätzlicher Stützinformationen*. Dissertation Technische Hochschule Darmstadt. November 1993.
- [Bol03] M. Boltze. *Materialien zur Vorlesung Moderne Verkehrsleittechniken WS 03/04*. TU Darmstadt, Fachgebiet Verkehrsplanung und Verkehrstechnik, Darmstadt. 2003.
- [Bri71] K. R. Britting. *Inertial Navigation Systems Analysis*. John Wiley and Sons, Inc., New York. 1971.
- [BS06] N. Barbour und G. Schmidt. *Inertial Sensor Technology Trends*. <http://www.draper.com/publications/digest99/paper1.pdf>, (05.12.2006).
- [BS07] Bosch-Sensortec. *Angular Rate Sensor SMG061 analog output*. Reutlingen. http://www.bosch-sensortec.com/content/language1/downloads/SMG061_Flyer_V1.0_012006.pdf, (20.03.2007).

- [Bun04] Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung. *Bulletin - Unfälle und schwere Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge*. Braunschweig. <http://www.aerosecure.de/presse/aerosecure-bericht-wetter.pdf>, 2004.
- [BvdH98] J. Beyer und H.-J. von der Hardt. *Electronic Taxiway Navigation Array ETNA*. Conference Toulouse. Oktober 1998.
- [BvdHS98] J. Beyer, H.-J. von der Hardt, und P. Suzan. *Electronic Taxiway Navigation Array ETNA-Contribution to an Advanced Surface Movement and Guidance Control System*. Report to Flughafen Frankfurt/Main. Juli 1998.
- [BW99] J. Beyer und B. Wigger. *Navigation I + II*. Vorlesungsskriptum TU Darmstadt, FG Flugmechanik und Regelungstechnik, Darmstadt. 1999.
- [Cra01] M. Cramer. *Genauigkeitsuntersuchungen zur GPS/INS-Integration in der Aerophotogrammetrie*. Dissertation Fakultät für Bauingenieur- und Vermessungswesen der Universität Stuttgart, Stuttgart. 2001.
- [Czo00] R. Czommer. *Leistungsfähigkeit fahrzeugautonomer Ortungsverfahren auf Basis von Map-Matching-Techniken*. Dissertation Universität Stuttgart, Institut für Anwendungen der Geodäsie im Bauwesen, Stuttgart. 2000.
- [Dep06] H. G. Deppner. *Drehratenmessgeber*. Fachhochschule Hamburg. <http://www.etch.fh-hamburg.de/tb/tb32/deppner.pdf>, (05.12.2006).
- [DFS95] *Untersuchungen über Störungen bei GPS Empfängern, Erprobungsbericht der DFS*. Deutsche Flugsicherung. 1995.
- [Döh06] T. Döhring. *Schott Info 95/200 Geophysik, Erdrotation exakt erforschen*. <http://www.schott.com/magazine/german/download/info95/si09505satellite.pdf>, (19.12.2006).
- [Div05] ESA Publications Division. *GALILEO - The European Programme for Global Navigation Services*. ESA Publications Division, Noordwijk. http://esamultimedia.esa.int/docs/galileo/GalileoE3web_copy.pdf, Januar 2005.
- [DLR07] DLR. *GALILEO-Ein eigenständiges europäisches Satellitennavigationssystem unter ziviler Kontrolle*. DLR. <http://www.dlr.de/rd/fachprog/nav/galileo>, (26.02.2007).
- [EK002] *Galileo, Unverzichtbar für Europa*. Europäische Kommission Generaldirektion Energie und Verkehr. 2002.

- [FB98] J. A. Farrell und M. Barth. *The Global Positioning System and Inertial Navigation*. McGraw-Hill Professional, New York. Dezember 1998.
- [Gel74] A. Gelb. *Applied Optimal Estimation*. M.I.T. Press Cambridge, London. 1974.
- [Gre07] *Inertiale Messsysteme*. Gregory Vertriebs GmbH. http://www.gregory.de/inertiale_messtechnik.htm, (25.02.2007).
- [Hon93] Honeywell. *System Description for the H-764G Block II Embedded Global Positioning System (GPS) Receiver in an Inertial Navigation System (INS)*. Honeywell Military Avionics, Clearwater, Florida. 1993.
- [Hon01] Honeywell Airport Systems GmbH und Fraport AG. *ETNA - das Navigations- und Ortungssystem für mehr Sicherheit am Boden*. Honeywell Airport Systems GmbH und Fraport AG, Wedel. 2001.
- [Hon03] Honeywell Airport Systems GmbH und Fraport AG. *Abschlussbericht ETNA Phase 2 und Abnahme Protokoll*. Honeywell Airport Systems GmbH und Fraport AG, Wedel. 2003.
- [Hon06a] Honeywell. *Accelerex RBA-500 Resonating Beam Accelerometer*. Honeywell International Inc., Clearwater, Florida. <http://www.inertialsensor.com/qa2000.shtml>, (16.12.2006).
- [Hon06b] Honeywell. *QA2000 Q-Flex Accelerometer*. Honeywell International Inc., Clearwater, Florida. <http://www.inertialsensor.com/rba500.shtml>, (16.12.2006).
- [Här91] K. H. Härdtl. *Sensoren*. Skriptum des Instituts für Technologie der Elektrotechnik, Universität Karlsruhe, Karlsruhe. 1991.
- [ICA95] ICAO. *Annex 14, Vol. I - Aerodromes*, 2. Auflage. International Standards and recommended Practices. International Civil Aviation Organisation. Juli 1995.
- [ICA97] ICAO. *World Geodetic System - 1984 (WGS-84) Manual, Doc 9674*, 1. Auflage. International Civil Aviation Organisation. 1997.
- [IW06] GPS/GLONASS Interoperability und Compability Working Group WG-1. *Joint Statement*. http://www.glonass-ianc.rsa.ru/i/glonass/joint_statement_eng.pdf, Dezember 2006.
- [Kal60] R. E. Kalman. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems. *Transactions of the ASME-Journal of Basic Engineering*, 82(Series D), 35–45, 1960.

- [KBT97] T. Köhler, J. Beyer, und F. Tumbrägel. *Reliable Autonomous Precise Integrated Navigation RAPIN for Present and Future Air-Vehicles*. AGARD-CP-594, 8-th Symposium of the Mission System Panel, System Design Considerations for Unmanned Tactical Aircraft (UTA). The NATO Research and Technology Organization, Athens. September 1997.
- [Kee95] N. Kees. *Kraftfahrzeugsensoren zur Eigengeschwindigkeitsmessung, Navigation und Fahrbahnzustandserkennung*. Dissertation Technische Universität München, Lehrstuhl für Hochfrequenztechnik, München. 1995.
- [KF97] M. Kayton und W. R. Fried. *Avionics Navigation Systems*. John Wiley and Sons, Inc., New York. 1997.
- [Kli95] U. Klingauf. *Untersuchung der Systemdynamik eines fehlertoleranten elektrohydraulischen Stellantriebes mit Direct-Drive-Ventil (DDV)*. Dissertation, Technische Universität Darmstadt, Juli 1995.
- [Law01] A. Lawrence. *Modern inertial technology*. Springer Verlag, Berlin. November 2001.
- [Löf02] C. Löffelholz. *Untersuchung zur Kopplung von GPS und INS für die videobasierte Fahrzeugnavigation*. Diplomarbeit Universität Hannover, Institut für Kartographie und Geoinformatik, Hannover. 2002.
- [Lut01] A. Lutz. *Ausrüstung eines Fahrzeugs mit Navigationssensoren unter Minimierung der einbauabhängigen Sensorfehler*. Diplomarbeit TU Darmstadt, Fachgebiet Flugmechanik und Regelungstechnik, Darmstadt. 2001.
- [May01] L. May. *Dokumentation Hodometer*. Fachgebiet Flugmechanik und Regelungstechnik, Darmstadt. 2001.
- [Mit05] O. Mittenzwei. *Adaption und Implementation eines Wienerfilters zur Integration von GPS und Low-Cost INS*. Diplomarbeit TU Darmstadt, Fachgebiet Fahrzeugtechnik, Darmstadt. August 2005.
- [Mül05] R. Müller. *Eigenschaften und Kalibration einer Micro IMU mit kommerziellen Low-Cost MEMS Sensoren*. DGLR-Workshop Micro Aerial Vehicles (MAV) und Spin Offs für Drohnen, Lenkflugkörper und Intelligente Munition, Karlsruhe. 2005.
- [MW04] M. Mitschke und H. Wallentowitz. *Dynamik der Kraftfahrzeuge*, 4. Auflage. Springer Verlag, Berlin. Januar 2004.
- [Ned00] R. Neddenriep. *Untersuchungen zur sensorgestützten Positionsbestimmung von Pkw beim Parkvorgang*. Diplomarbeit TU Darmstadt, Fachgebiet Regelungstechnik und Prozeßautomatisierung, Darmstadt. Oktober 2000.

- [Nov95] Novatel. *GPSCard Command Descriptions Manual (RT20 Software Version 3.3)*. NovAtel Communications Ltd, Calgary. 1995.
- [PAB⁺01] J. Pfister, G. Abwerzger, J. Beyer, M. Maurer, C. Schmalz, und D. van Willigen. *Migration of LORAN-C for Land-Navigation (GLORIA Results on Kinematic Tests)*. submitted to ILA's 30th Convention and Technical Symposium, St Germain-en-Laye. 2001.
- [Pf99] J. Pfister. *Sicherheitsrelevante Navigation für ein neues Rollführungs-konzept am Flughafen Frankfurt/Main*. Dissertation Technische Universität Darmstadt, Fachgebiet Flugmechanik und Regelungstechnik, Darmstadt. 1999.
- [Rec98] T. Reckhardt. *Erstellung und Bewertung eines „Strap-Down-Algorithm“ für ein inertiales „low-cost“-System*. Studienarbeit, Technische Hochschule Darmstadt. August 1998.
- [Rei95] J. Reimpell. *Fahrwerktechnik: Grundlagen*, 3. Auflage. Vogel Buchverlag, Würzburg. 1995.
- [Rob03] Robert Bosch GmbH. *Kraftfahrtechnisches Taschenbuch*, Band 25. Friedr. Vieweg & Sohn Verlag / GWV Fachverlage GmbH, Wiesbaden. Januar 2003.
- [Sch77] K.-W. Schrick. *Anwendungen der Kalman-Filter-Technik*. Oldenbourg-Verlag, München. 1977.
- [Sch97a] J. Schambach. *Modellierung des Fehlerverhaltens von Radsensoren*. Diplomarbeit TU Darmstadt, FG Flugmechanik und Regelungstechnik, Darmstadt. 1997.
- [Sch97b] T. Schüler. *Untersuchung zur GPS-INS Integration für präzise Echtzeitanwendungen (zweite, ergänzte Fassung vom September 1997)*. Diplomarbeit Universität Hannover, Institut für Erdmessung, Hannover. 1997.
- [Sch04a] C. Schäfer. *GALILEO Stand des Programms und der Systemdefinition*. Stuttgart. <http://www.intergeo.de/deutsch/page/kongress/downloads/archiv/2004/Schaefer.pdf>, Oktober 2004.
- [Sch04b] C. Schmalz. *Generierung und Verifikation einer optimalen Referenztrajektorie zur Bewertung von Fahrzeugnavigationssystemen*. Dissertation Technische Universität Darmstadt, Fachgebiet Flugsysteme und Regelungstechnik, Darmstadt. 2004.
- [See93] G. Seeber. *Satellite Geodesy*. Walter de Gruyter Berlin, New-York. 1993.

- [Sen06] A. Sendobry. *Implementierung und Beurteilung von Kalman-Filter-Varianten und Anwendung auf nichtlineare Systeme*. Studienarbeit TU Darmstadt, FG Flugsysteme und Regelungstechnik, Darmstadt. 2006.
- [SPKD00] C. Schmalz, J. Pfister, W. Kubbat, und W. Dunkel. Experimental DGPS-System for SMGCS at Frankfurt/Main Airport. In *Proceedings of DGON-Symposium: Precision Approach and Automatic Landing-ISPA 2000*, München, Juli 2000.
- [SSW06] U. Schreiber, W. Schlüter, und H. Weber. *Innovation 10, Carl Zeiss, 2001, Always Knowing Precisely How Fast the Earth is Turning*. http://www.zeiss.de/C125716F004E0776/0/DB95426F0494AB1DC125717500445CEE/File/Innovation_10_18.pdf, (19.12.2006).
- [Ste01] J. P. Stenbit. *Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard*. Department of Defense, Washington, DC. Oktober 2001.
- [Sti94] B. Stieler. *Inertial Navigation*. Carl-Cranz-Gesellschaft e. V., Braunschweig. Oktober 1994.
- [Sto97] S. H. Stovall. *Basic Inertial Navigation*. Naval Air Warfare Center Weapons Division, China Lake, California. 1997.
- [Sys06] Systron. *A Quartz Rotational Rate Sensor. BEI Technologies-Systron Donner Inertial Division*. <http://www.systron.com/GyroChip%20Theory.pdf>, (19.12.2006).
- [TW97] D. H. Titterton und J. L. Weston. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. Peter Peregrinus Ltd., on behalf of the Institution of Electrical Engineers, London. 1997.
- [vH02] E. von Hinüber. *Inertiale Messsysteme mit faseroptischen Kreisel für Fahrdynamik und Topologiedaten-Erfassung*. Automobiltechnische Zeitschrift ATZ, Ausgabe 6/2002. 2002.
- [WB04] G. Welch und G. Bishop. An Introduction to the Kalman Filter. Bericht, Department of Computer Science, University of North Carolina at Chapel Hill, Chapel Hill, NC 27599-3175, April 2004.
- [Win07a] H. Winner. *Kraftfahrzeuge I*. Vorlesungsskriptum TU Darmstadt, Fachgebiet Fahrzeugtechnik, Darmstadt. 2006/2007.
- [Win07b] H. Winner. *Kraftfahrzeuge II*. Vorlesungsskriptum TU Darmstadt, Fachgebiet Fahrzeugtechnik, Darmstadt. 2007.

Anhang

A Fahrspuren der gesamten Messfahrten

Test A1 Gyro & Hodometer

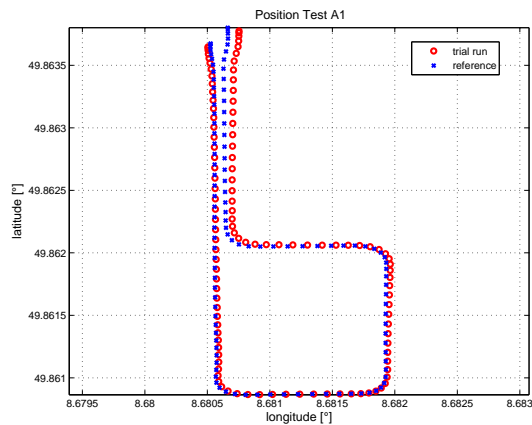


Abb. A.1: Positionsvergleich

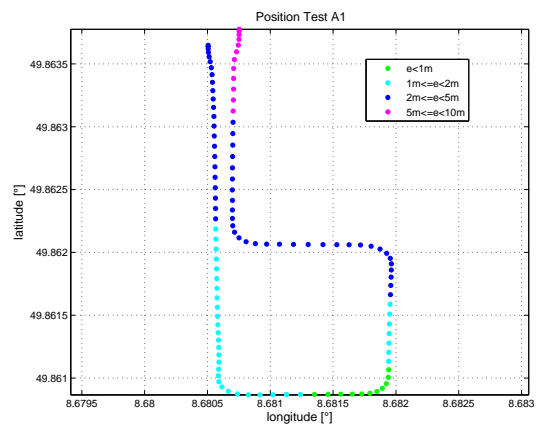


Abb. A.2: Positionsfehler

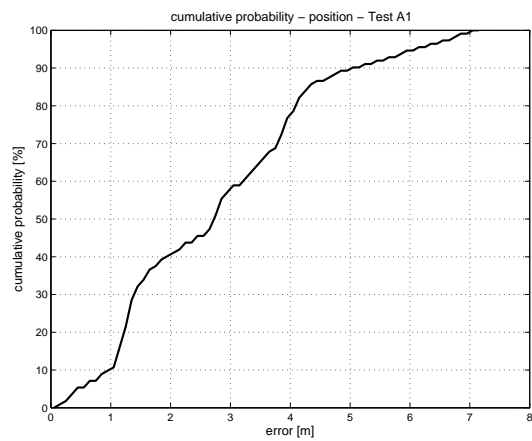


Abb. A.3: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

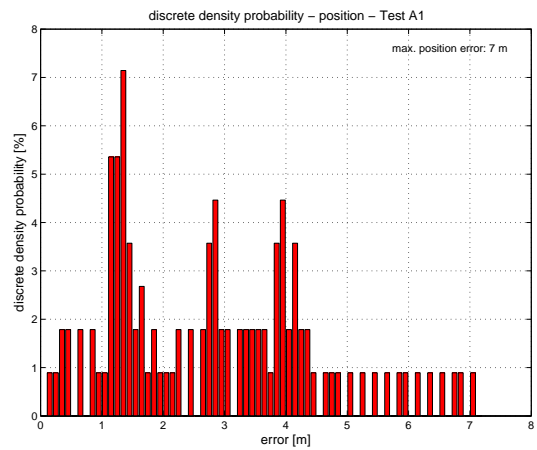


Abb. A.4: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A2 Gyro & Hodometer

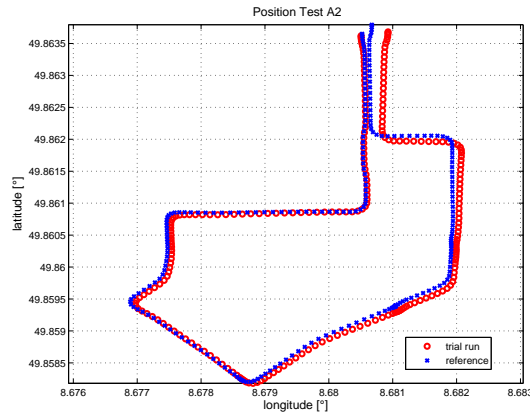


Abb. A.5: Positionsvergleich

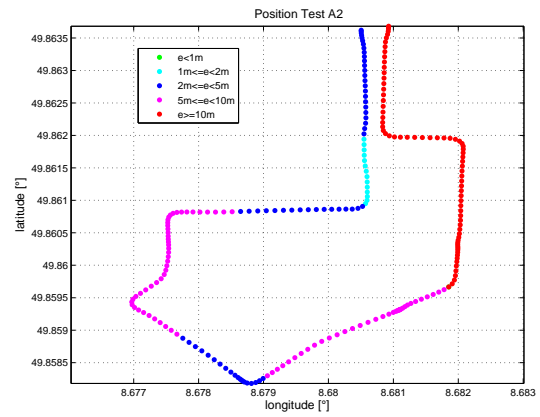


Abb. A.6: Positionsfehler

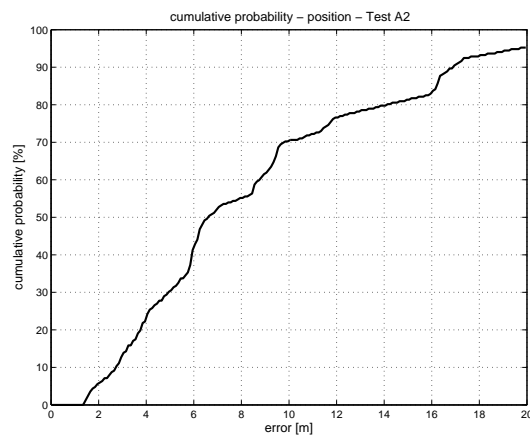


Abb. A.7: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

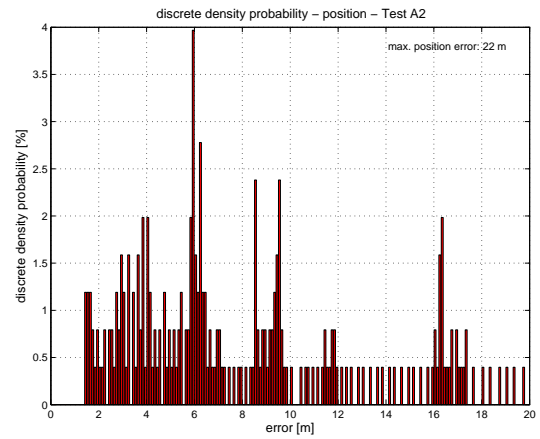


Abb. A.8: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A3 Gyro & Hodometer

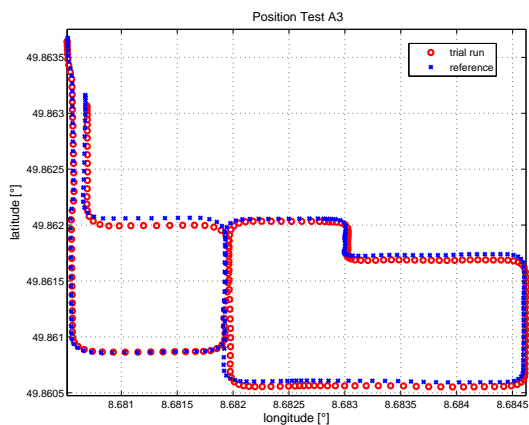


Abb. A.9: Positionsvergleich

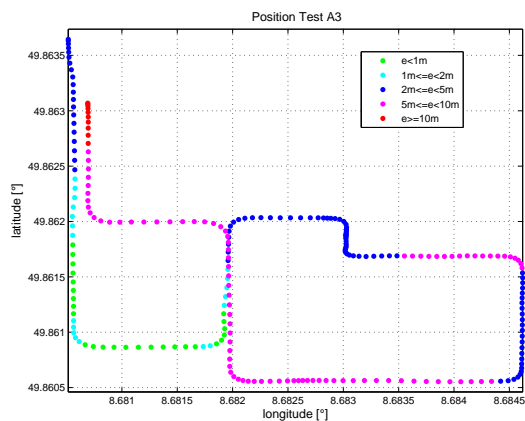


Abb. A.10: Positionsfehler

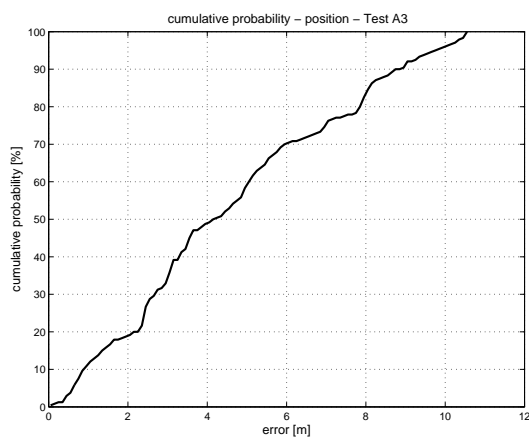


Abb. A.11: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

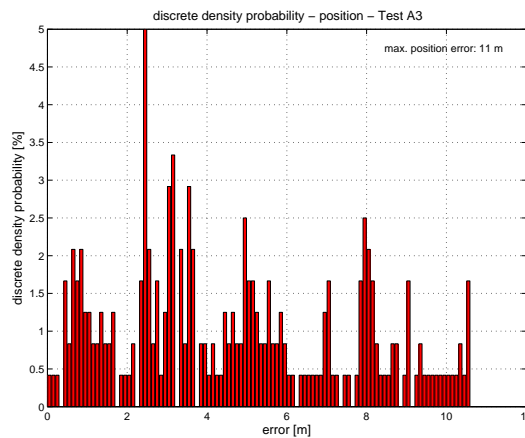


Abb. A.12: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A4 Gyro & Hodometer

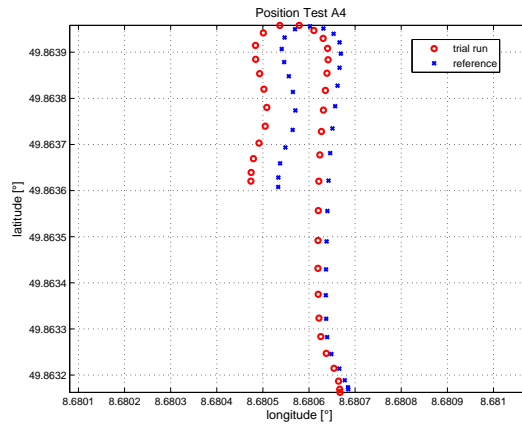


Abb. A.13: Positionsvergleich

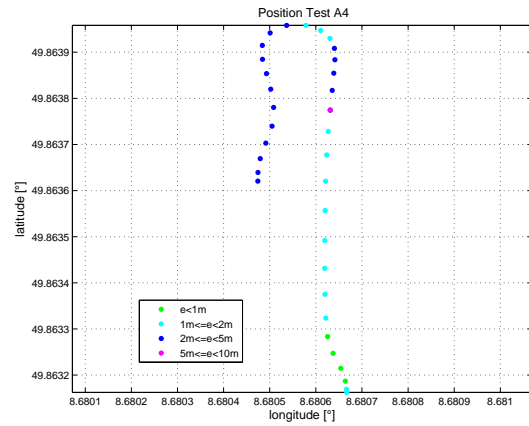


Abb. A.14: Positionsfehler

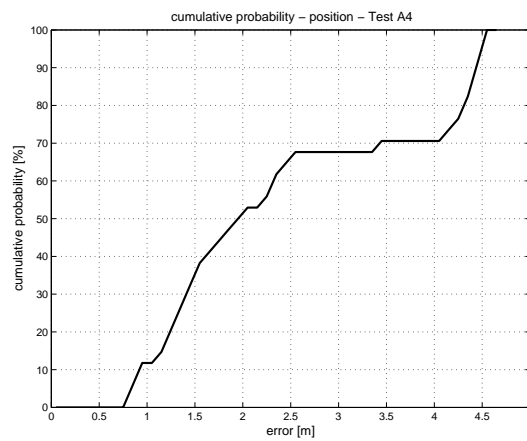


Abb. A.15: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

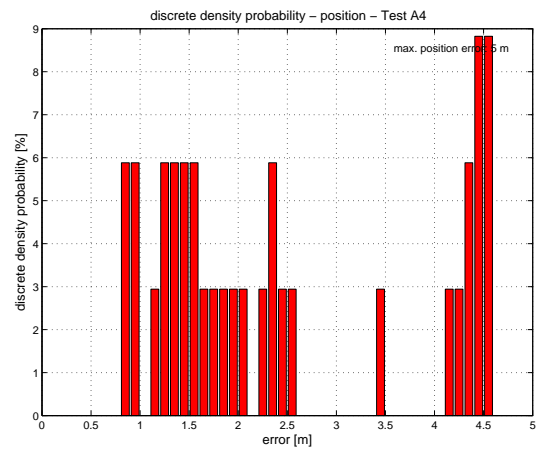


Abb. A.16: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A5 Gyro & Hodometer

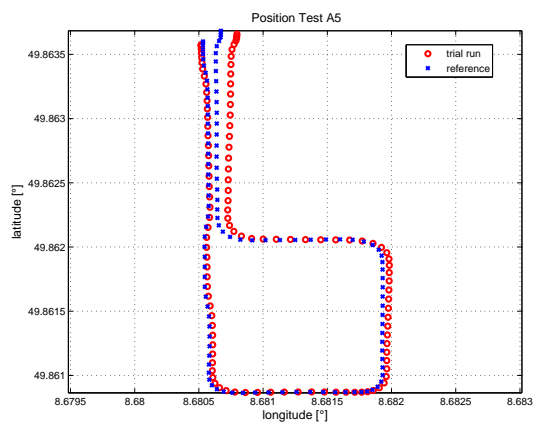


Abb. A.17: Positionsvergleich

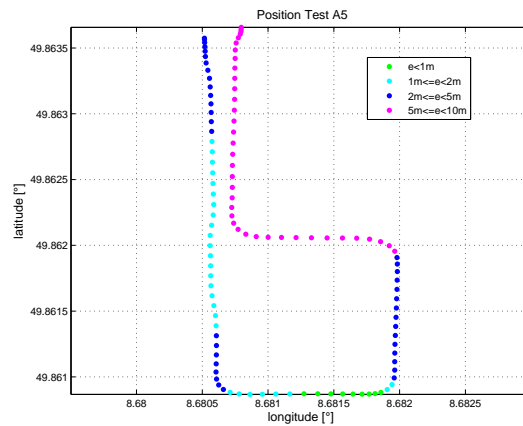


Abb. A.18: Positionsfehler

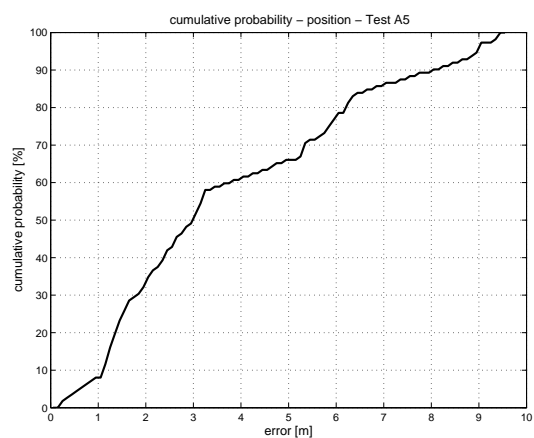


Abb. A.19: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

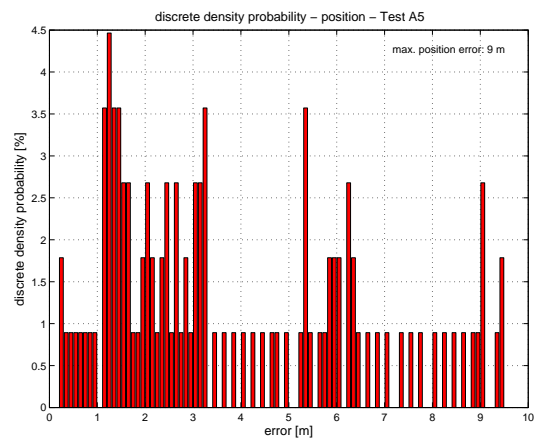


Abb. A.20: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A6 Gyro & Hodometer

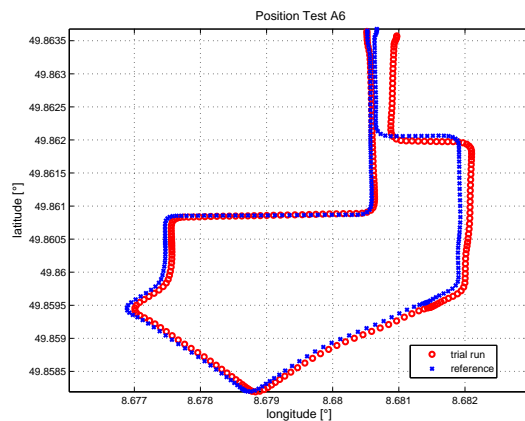


Abb. A.21: Positionsvergleich

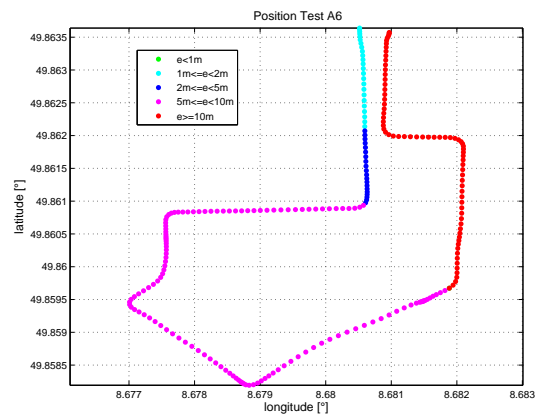


Abb. A.22: Positionsfehler

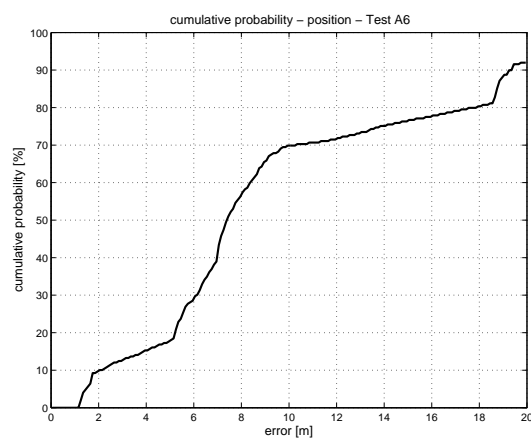


Abb. A.23: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

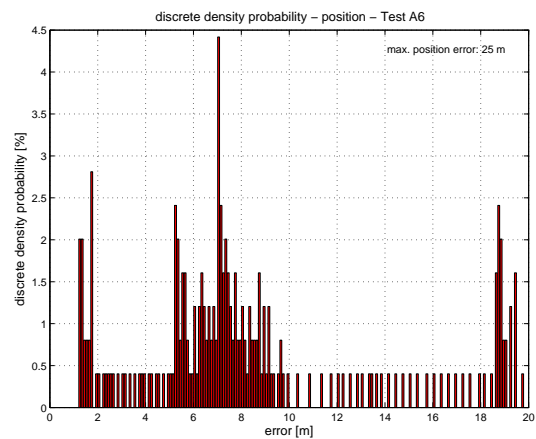


Abb. A.24: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A7 Gyro & Hodometer

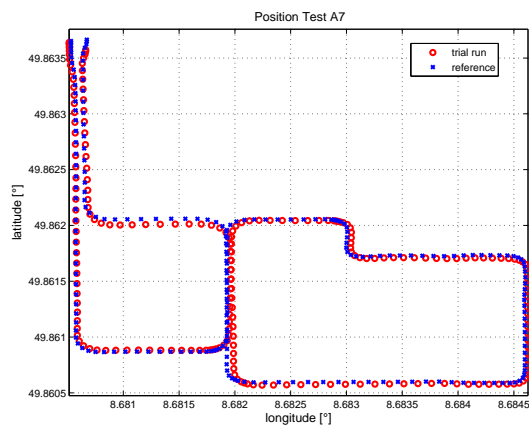


Abb. A.25: Positionsvergleich

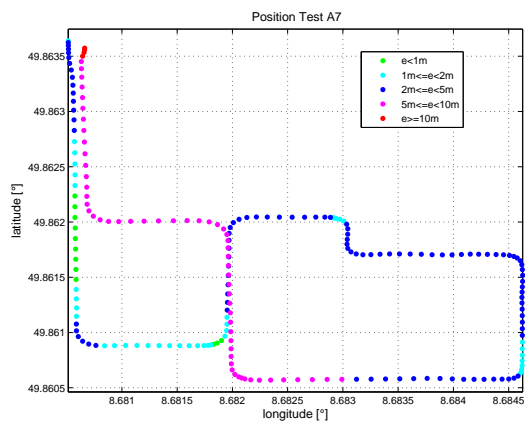


Abb. A.26: Positionsfehler

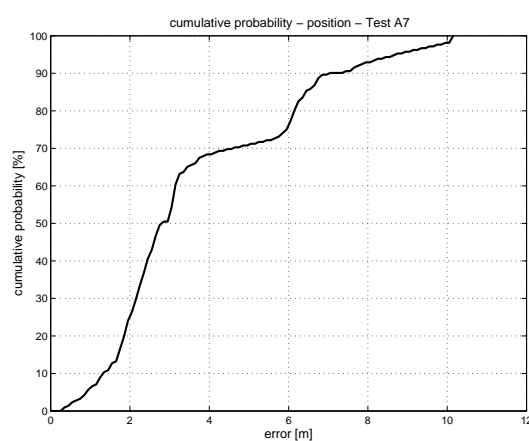


Abb. A.27: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

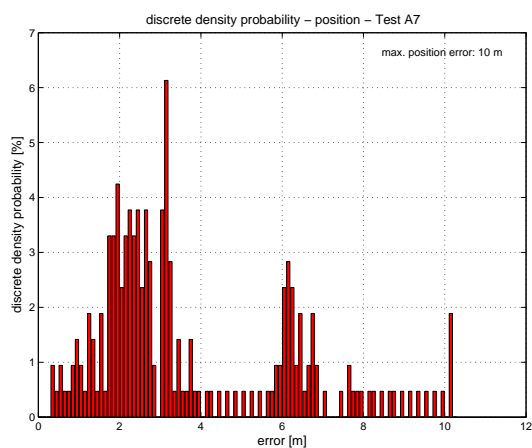


Abb. A.28: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A8 Gyro & Hodometer

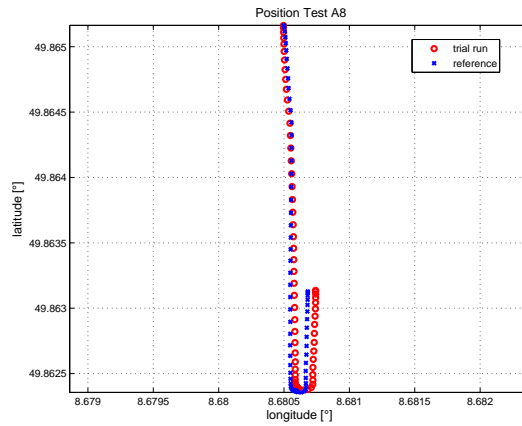


Abb. A.29: Positionsvergleich

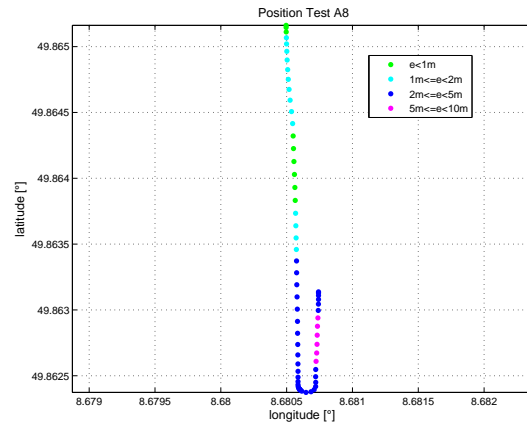


Abb. A.30: Positionsfehler

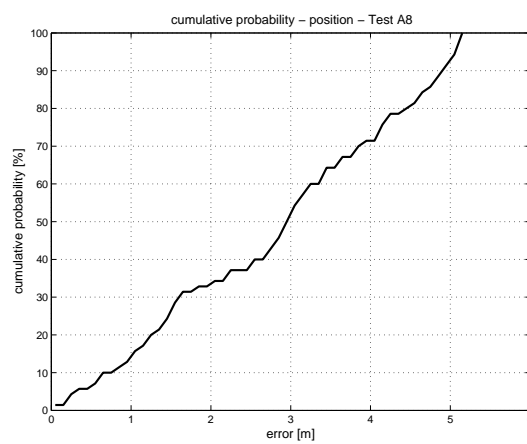


Abb. A.31: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

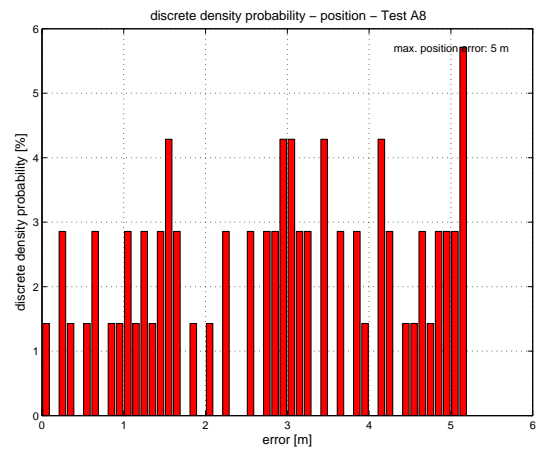


Abb. A.32: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A9 Gyro & Hodometer

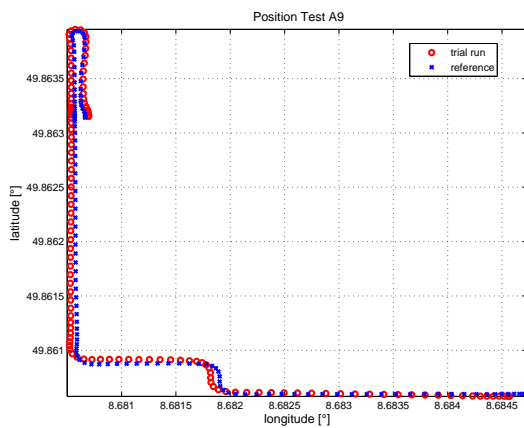


Abb. A.33: Positionsvergleich

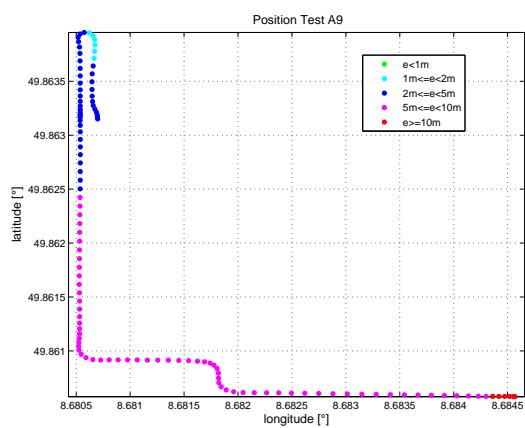


Abb. A.34: Positionsfehler

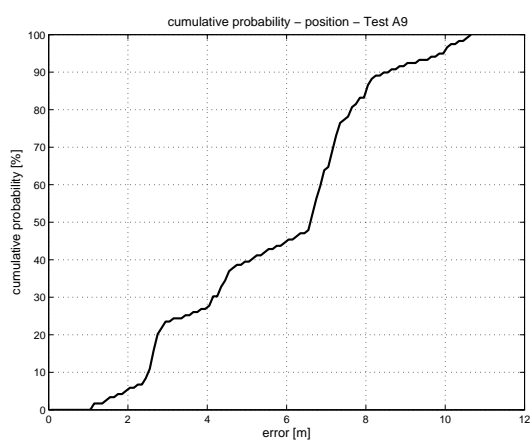


Abb. A.35: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

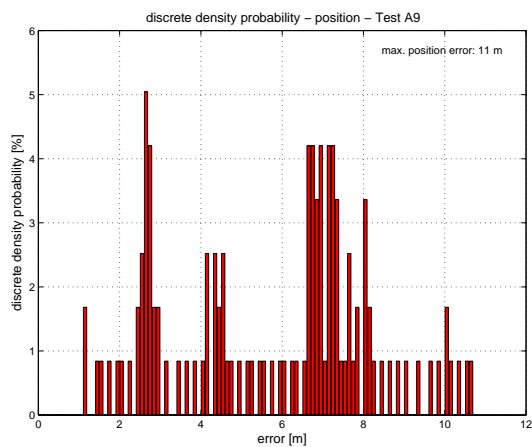


Abb. A.36: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B1 Gyro & Hodometer

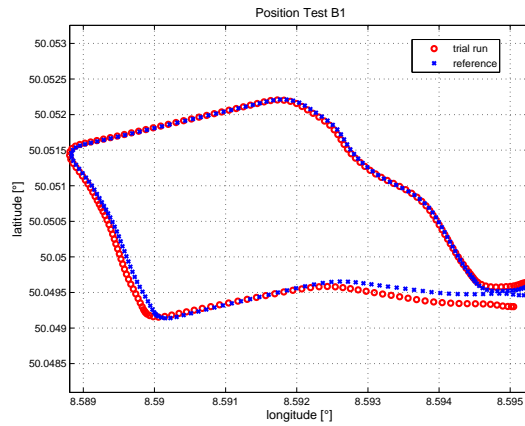


Abb. A.37: Positionsvergleich

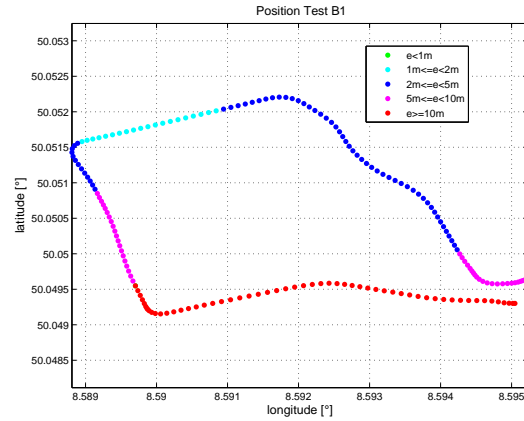


Abb. A.38: Positionsfehler

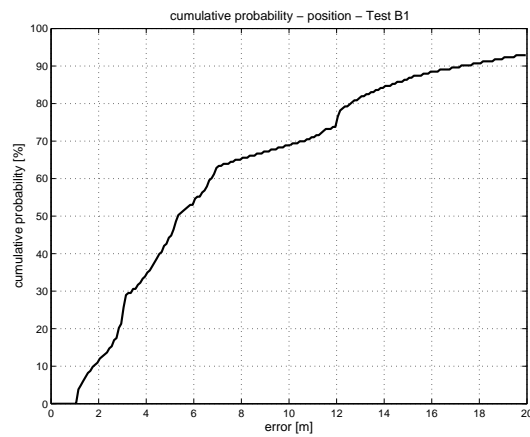


Abb. A.39: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

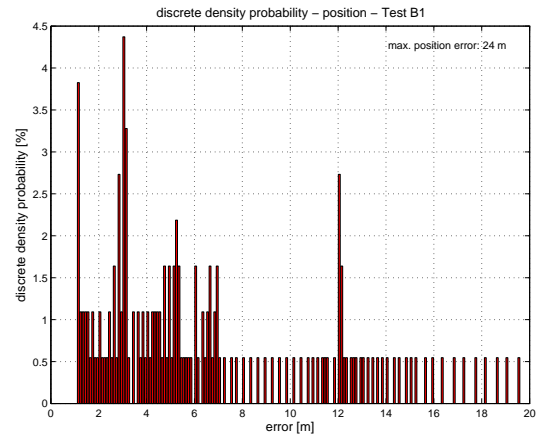


Abb. A.40: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B2 Gyro & Hodometer

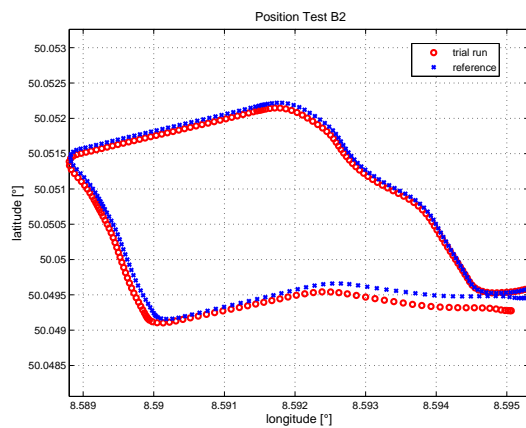


Abb. A.41: Positionsvergleich

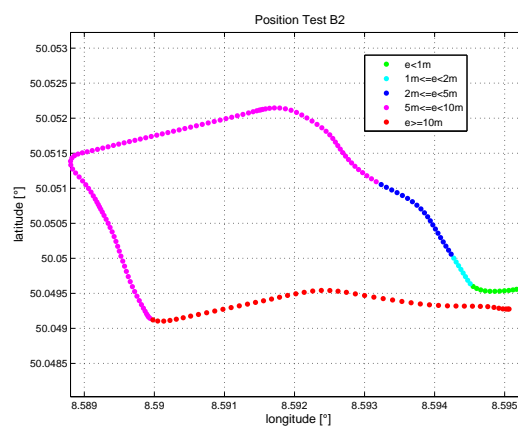


Abb. A.42: Positionsfehler

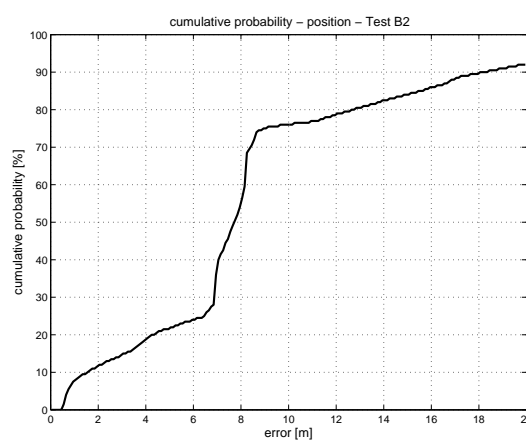


Abb. A.43: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

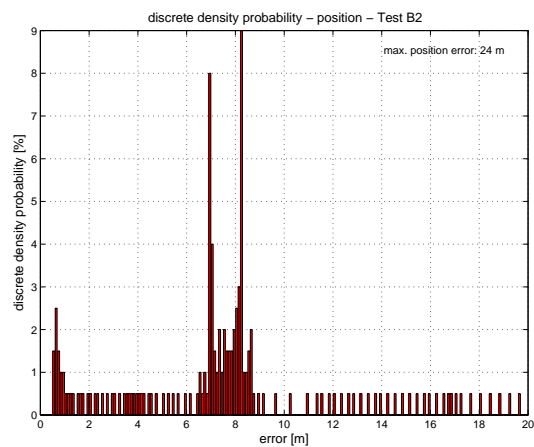


Abb. A.44: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B3 Gyro & Hodometer

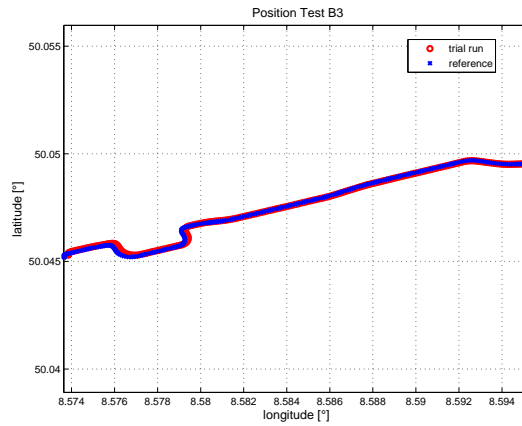


Abb. A.45: Positionsvergleich

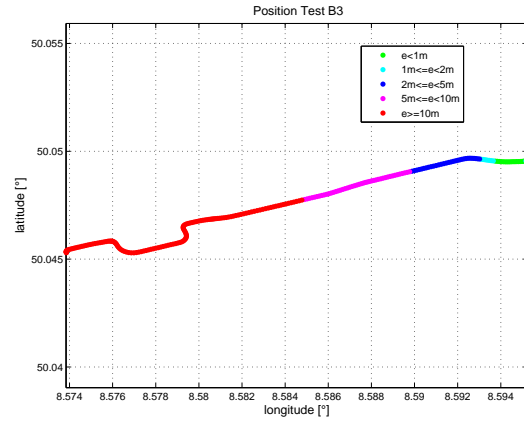


Abb. A.46: Positionsfehler

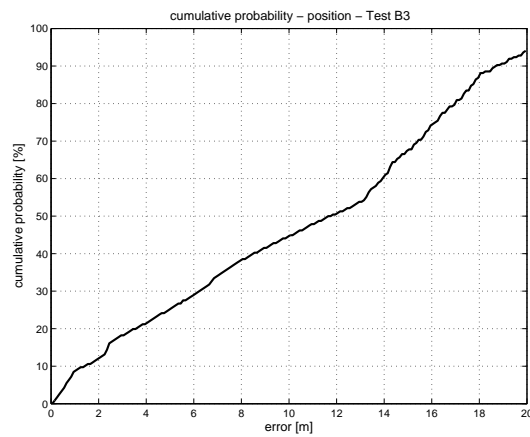


Abb. A.47: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

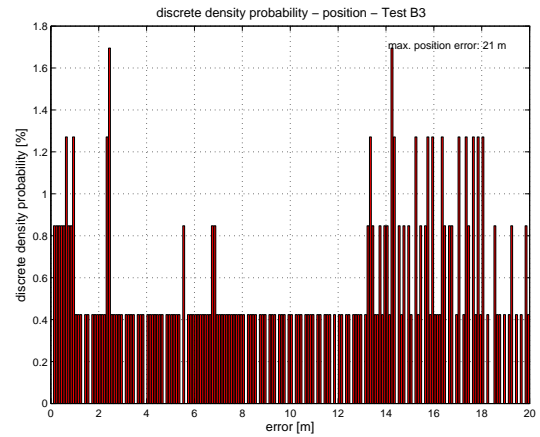


Abb. A.48: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B4 Gyro & Hodometer

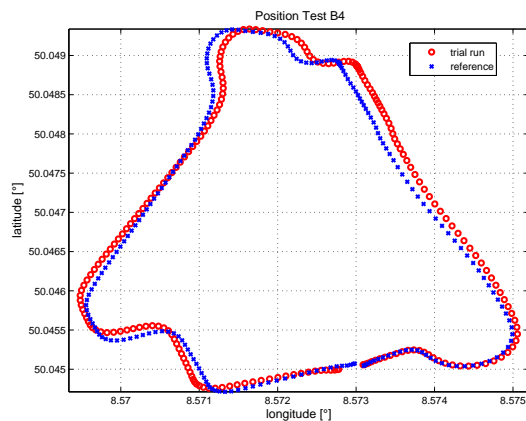


Abb. A.49: Positionsvergleich

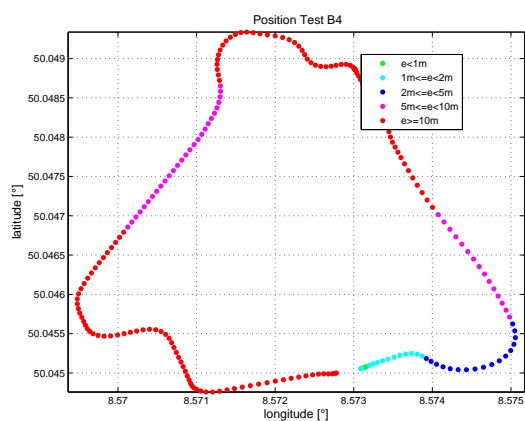


Abb. A.50: Positionsfehler

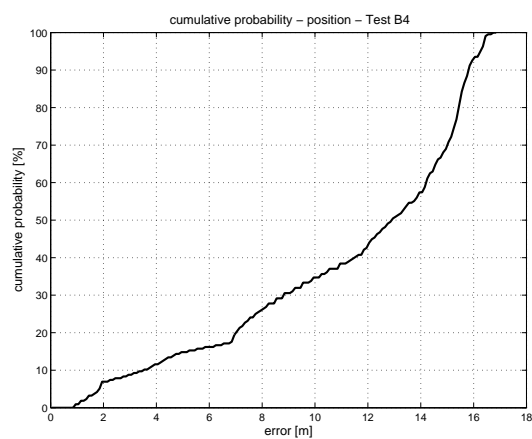


Abb. A.51: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

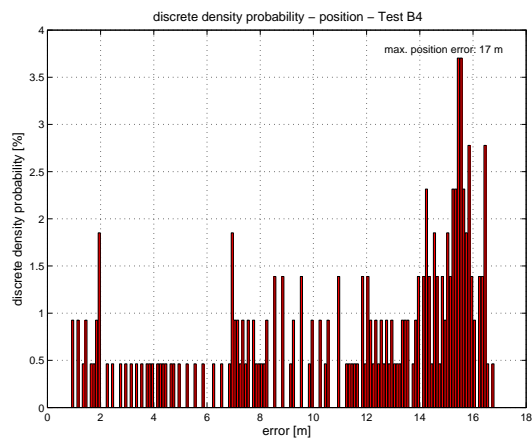


Abb. A.52: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B5 Gyro & Hodometer

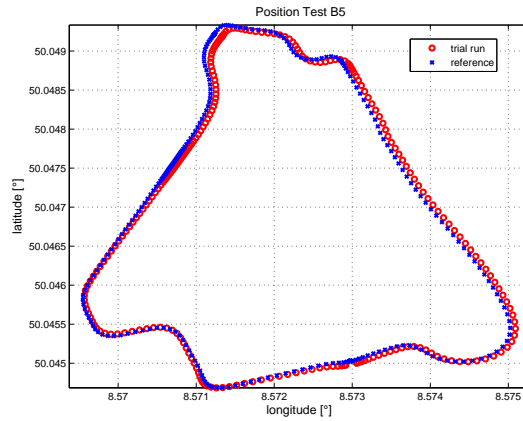


Abb. A.53: Positionsvergleich

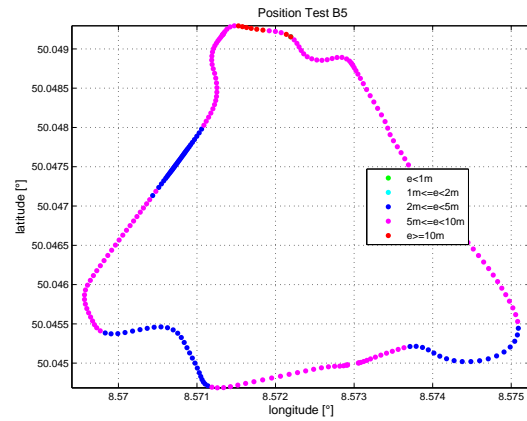


Abb. A.54: Positionsfehler

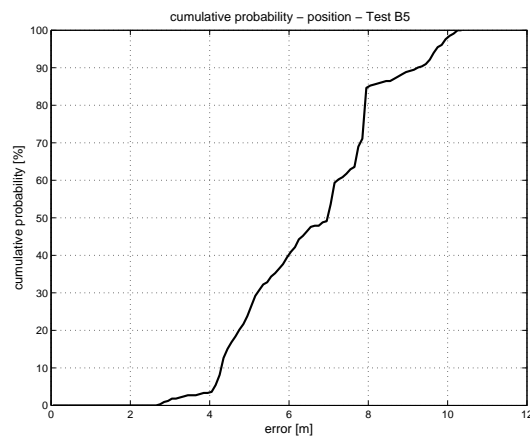


Abb. A.55: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

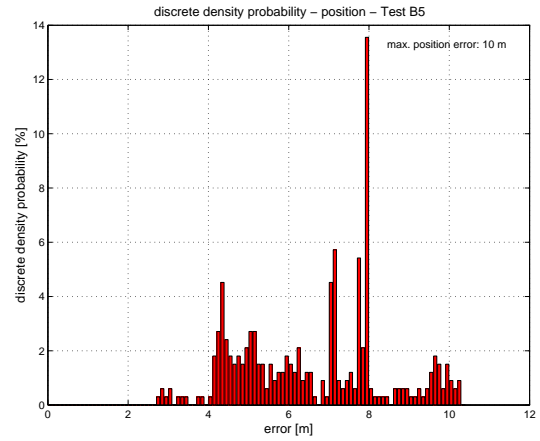


Abb. A.56: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B6 Gyro & Hodometer

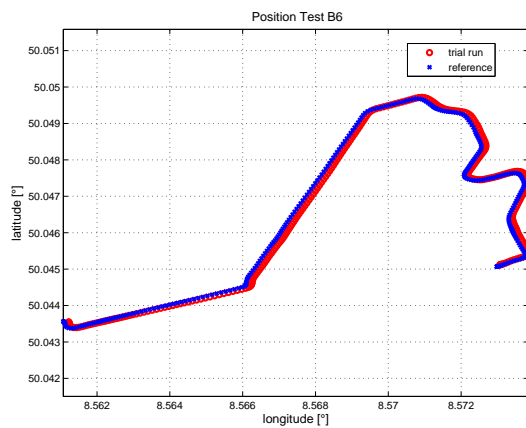


Abb. A.57: Positionsvergleich

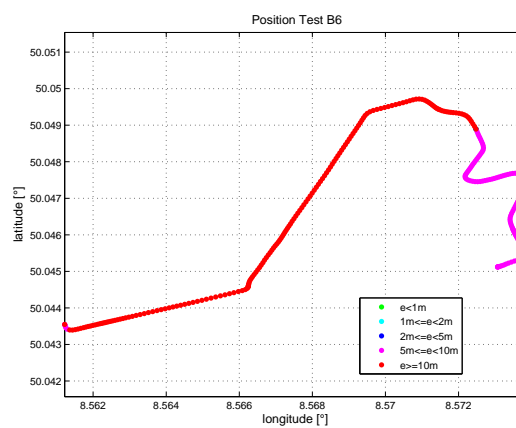


Abb. A.58: Positionsfehler

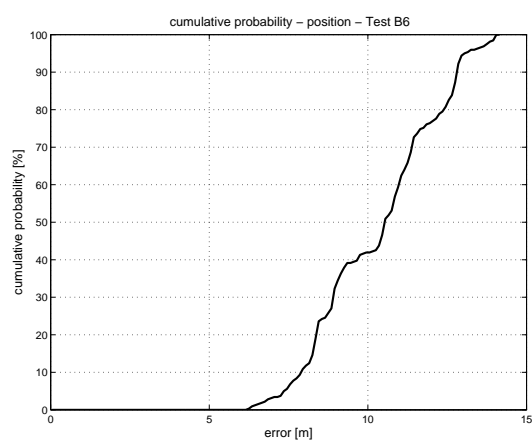


Abb. A.59: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

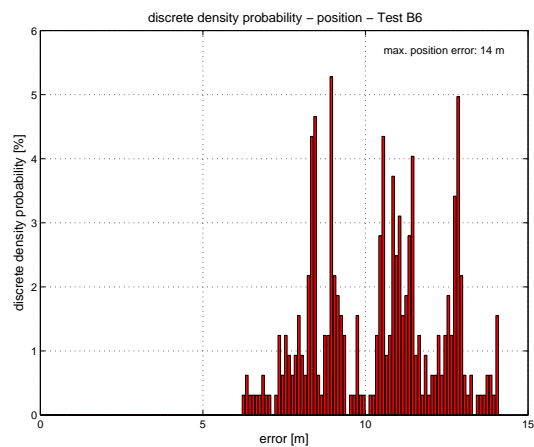


Abb. A.60: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B7 Gyro & Hodometer

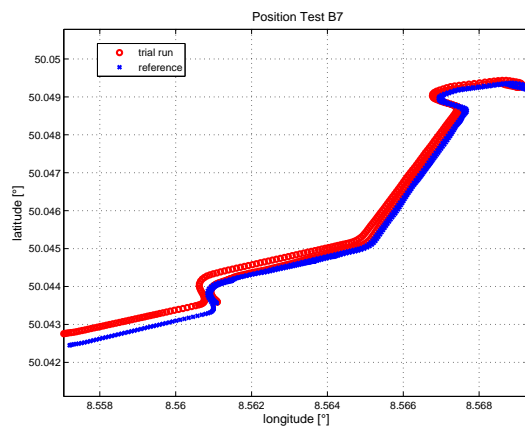


Abb. A.61: Positionsvergleich

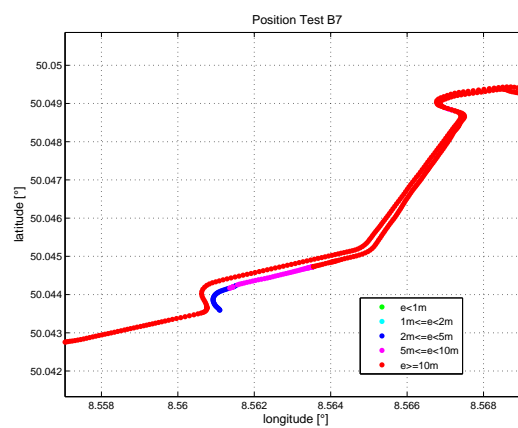


Abb. A.62: Positionsfehler

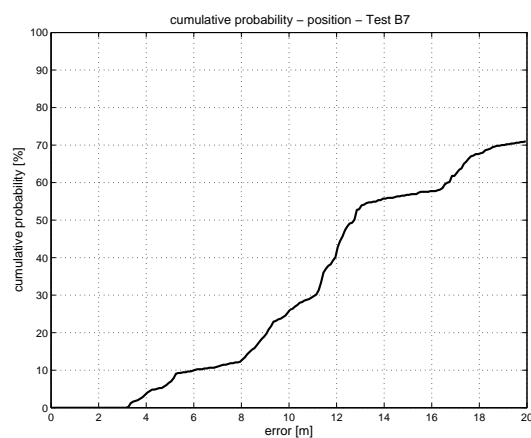


Abb. A.63: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

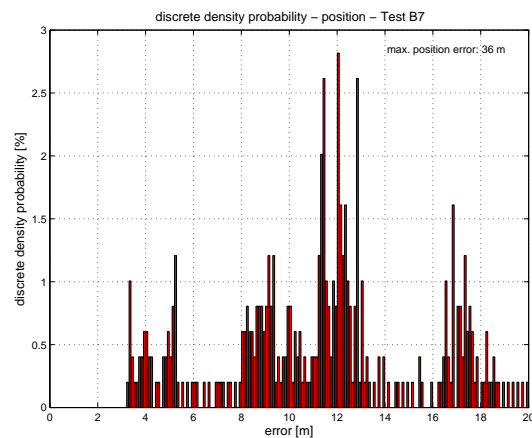


Abb. A.64: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B8 Gyro & Hodometer

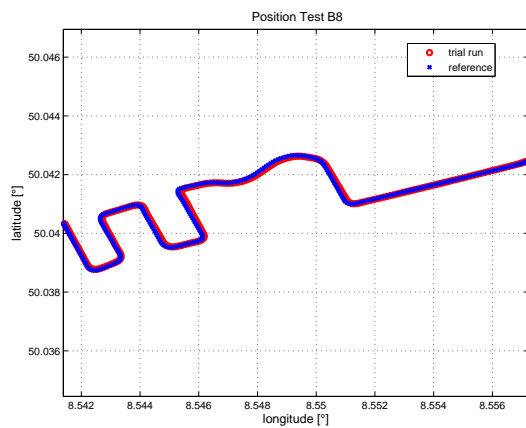


Abb. A.65: Positionsvergleich

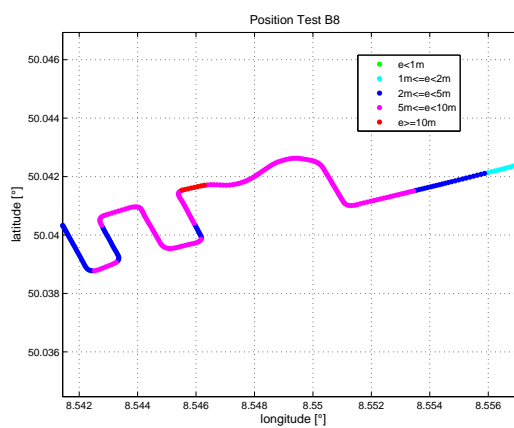


Abb. A.66: Positionsfehler

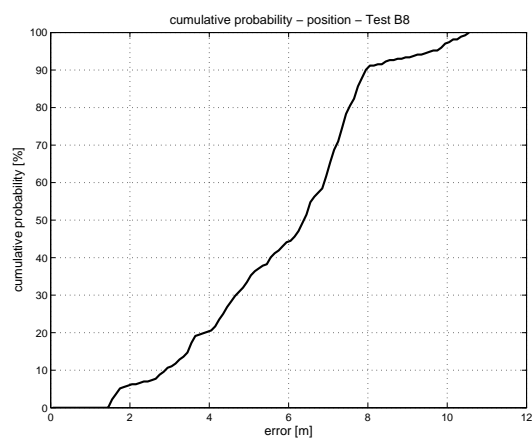


Abb. A.67: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

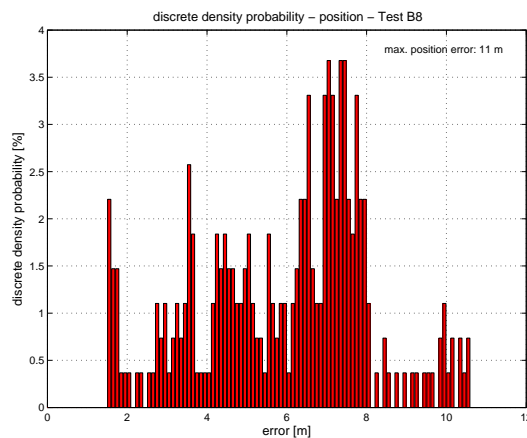


Abb. A.68: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B9 Gyro & Hodometer

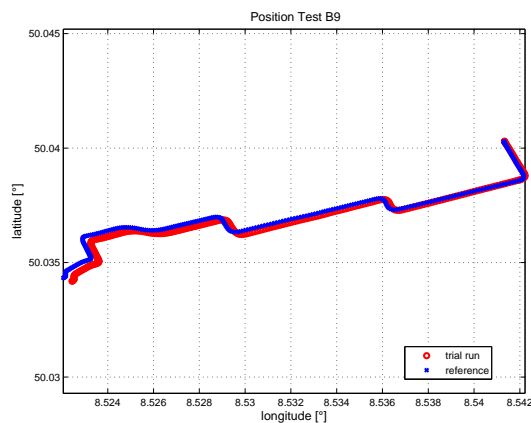


Abb. A.69: Positionsvergleich

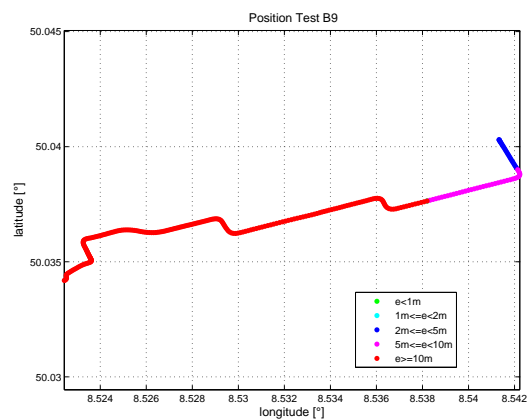


Abb. A.70: Positionsfehler

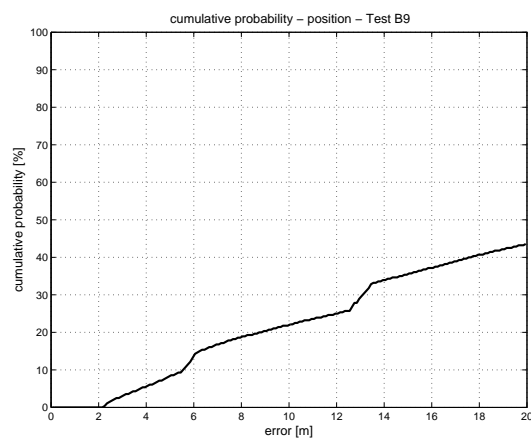


Abb. A.71: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

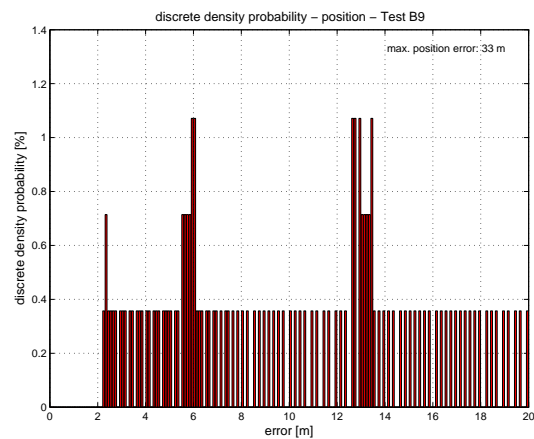


Abb. A.72: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B10 Gyro & H odometer

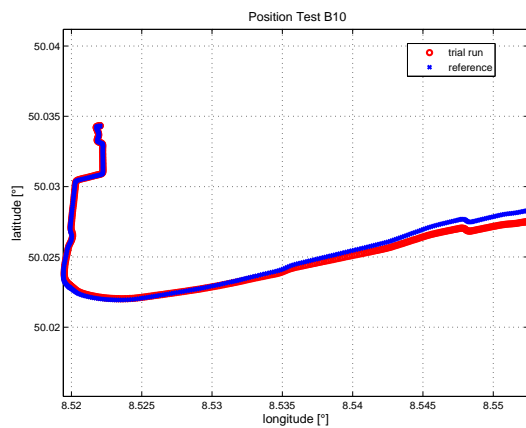


Abb. A.73: Positionsvergleich

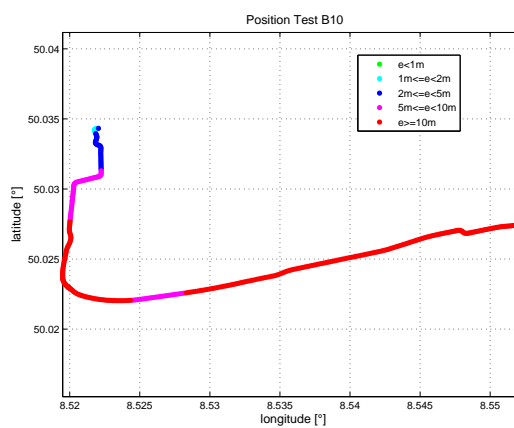


Abb. A.74: Positionsfehler

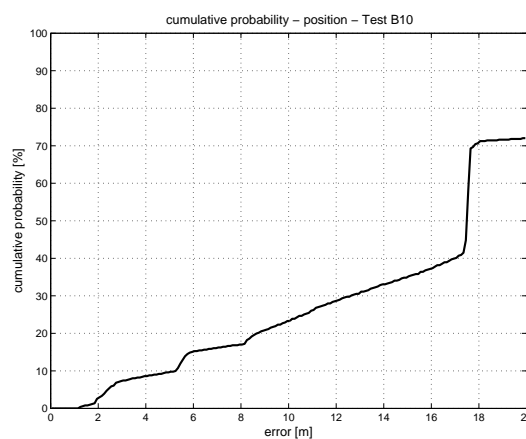


Abb. A.75: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

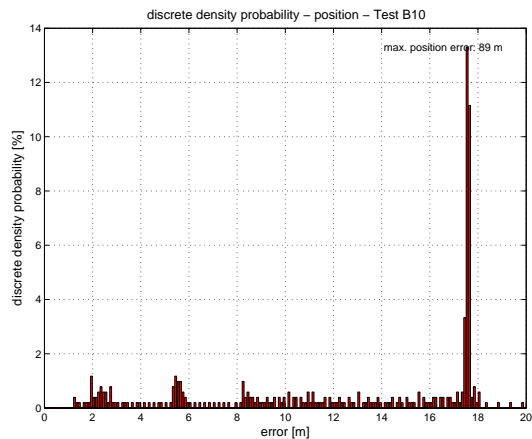


Abb. A.76: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Alle Fahrten: Gyro & Hodometer

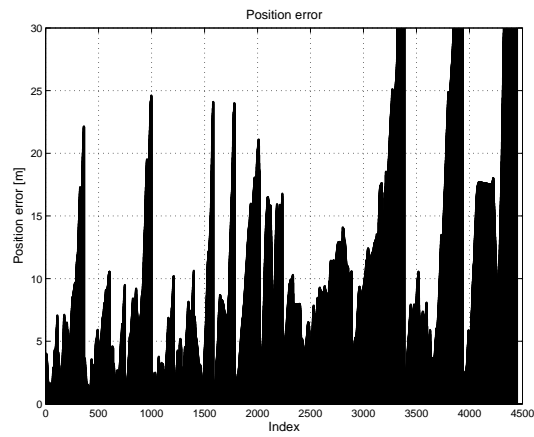


Abb. A.77: Positionsfehler

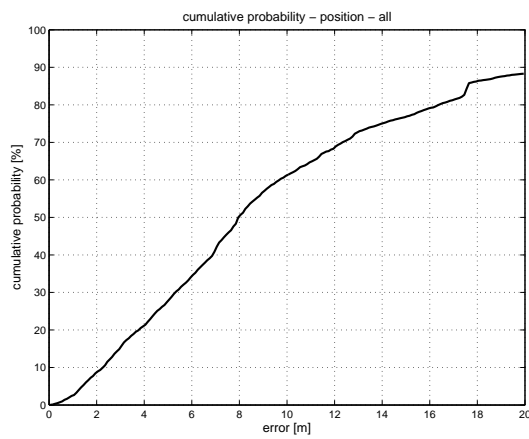


Abb. A.78: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

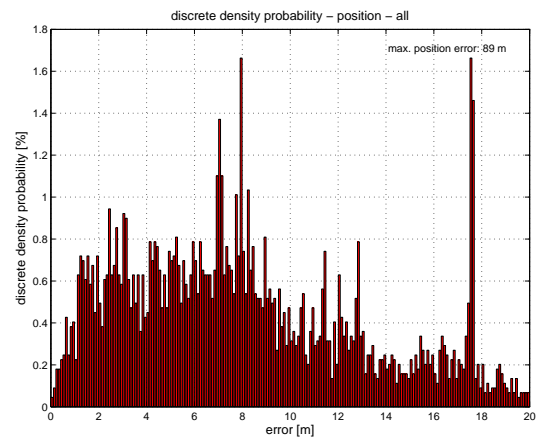


Abb. A.79: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A1 Differential-Hodometer

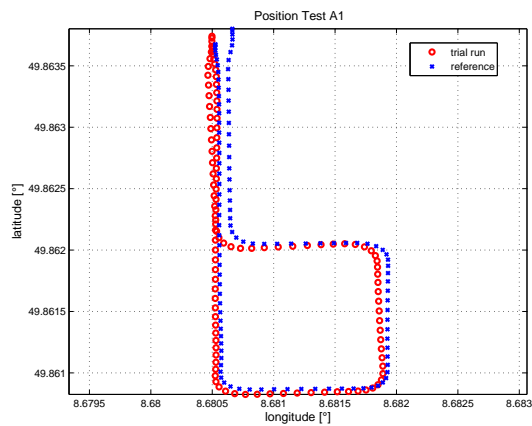


Abb. A.80: Positionsvergleich

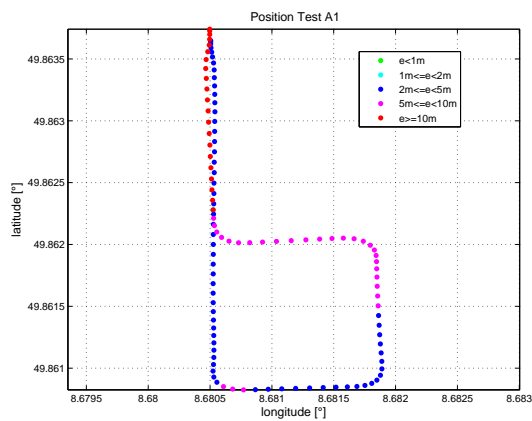


Abb. A.81: Positionsfehler

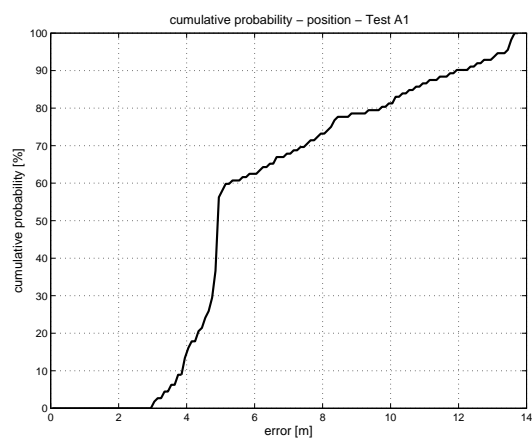


Abb. A.82: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

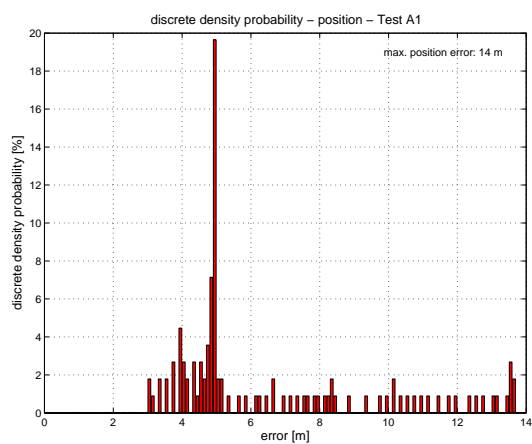


Abb. A.83: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A2 Differential-Hodometer

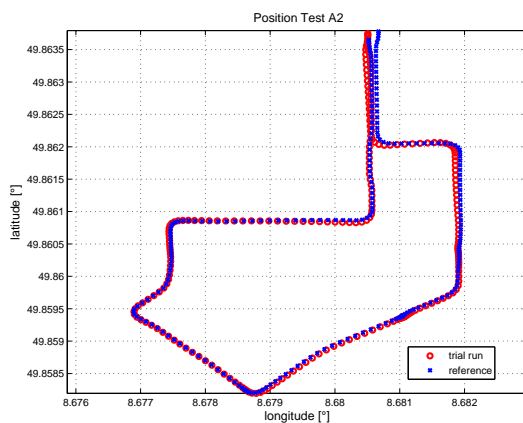


Abb. A.84: Positionsvergleich

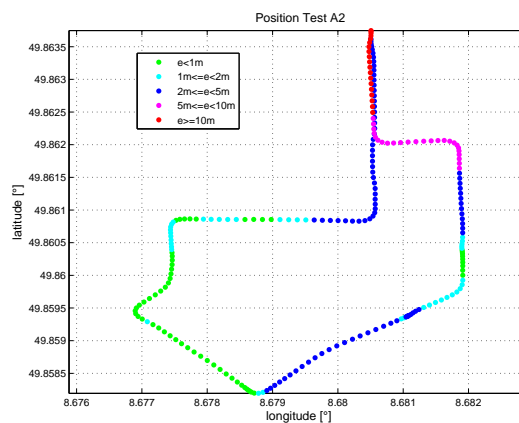


Abb. A.85: Positionsfehler

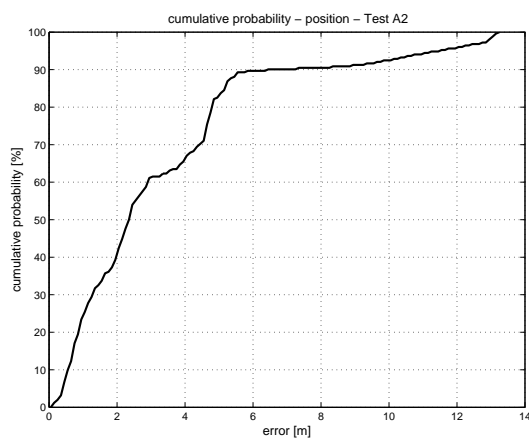


Abb. A.86: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

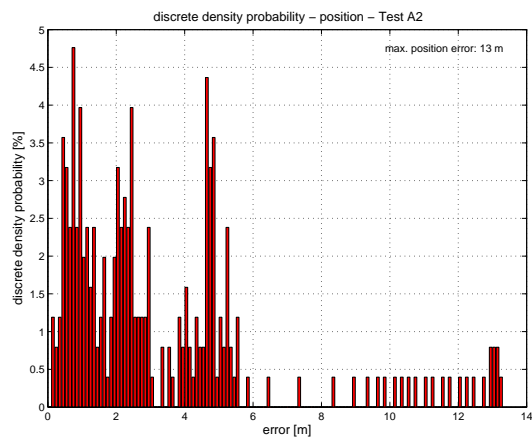


Abb. A.87: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A3 Differential-Hodometer

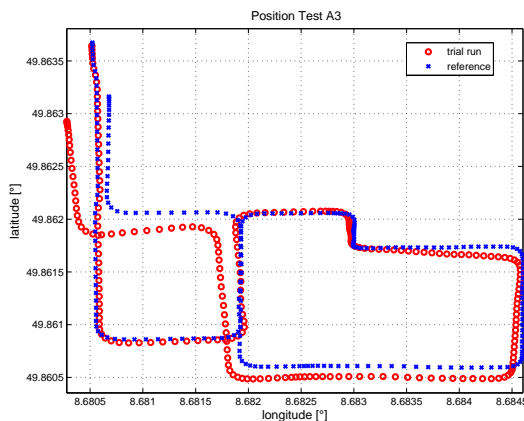


Abb. A.88: Positionsvergleich

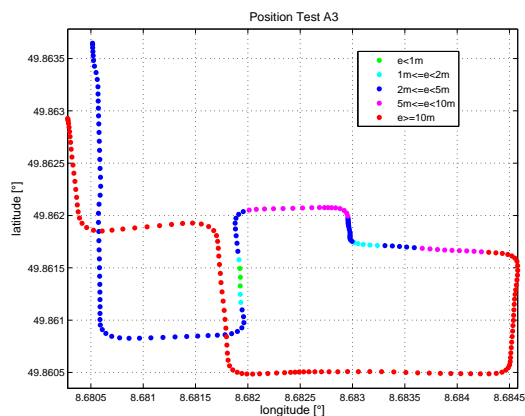


Abb. A.89: Positionsfehler

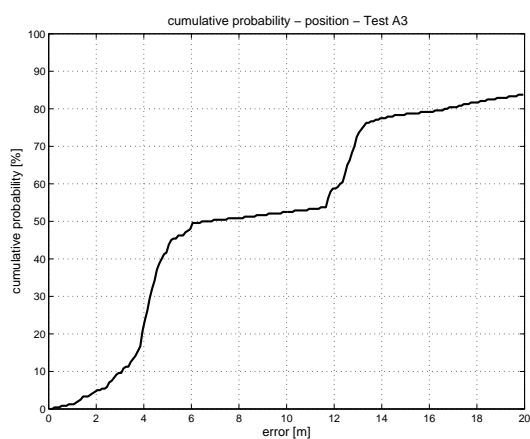


Abb. A.90: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

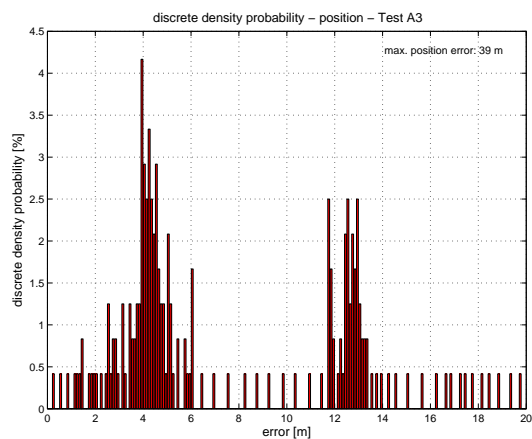


Abb. A.91: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A4 Differential-Hodometer

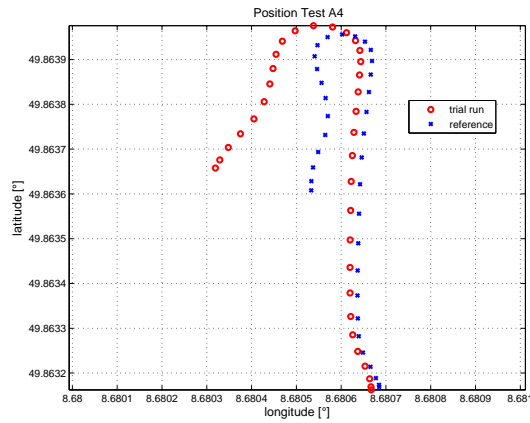


Abb. A.92: Positionsvergleich

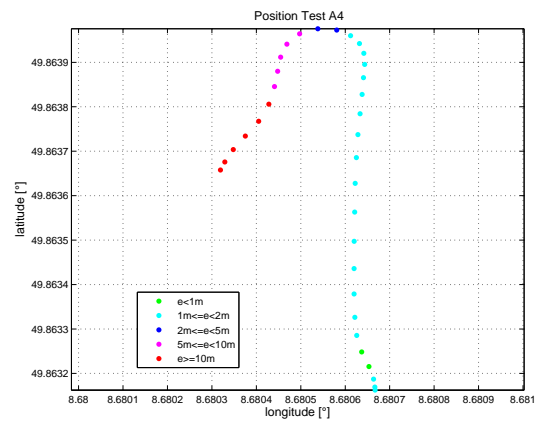


Abb. A.93: Positionsfehler

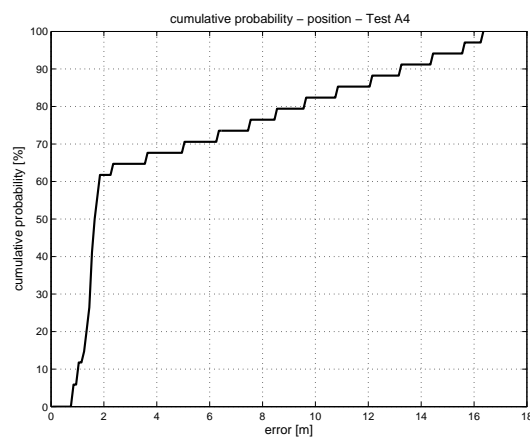


Abb. A.94: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

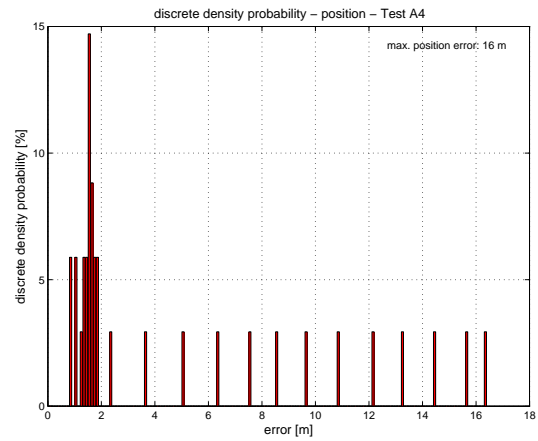


Abb. A.95: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A5 Differential-Hodometer

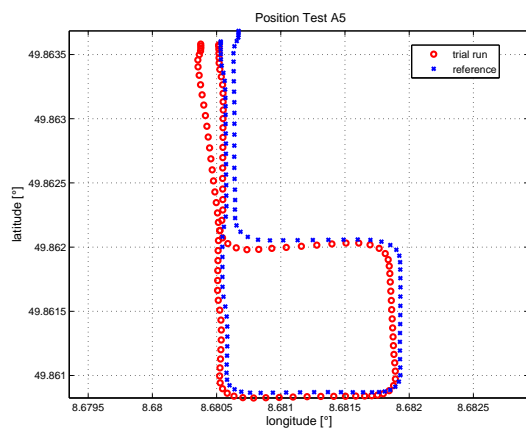


Abb. A.96: Positionsvergleich

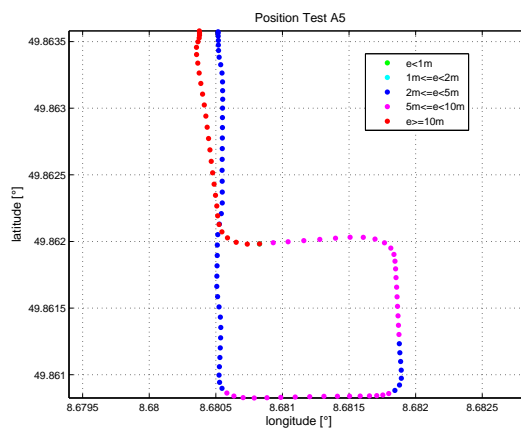


Abb. A.97: Positionsfehler

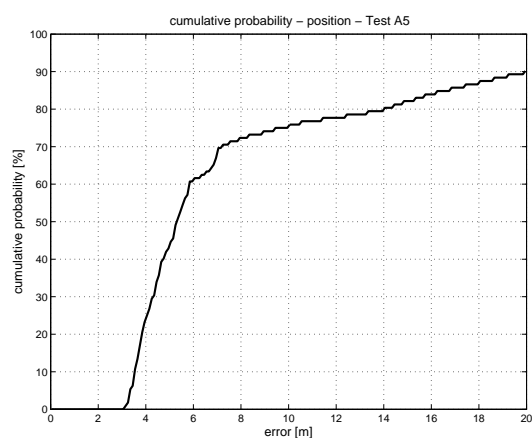


Abb. A.98: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

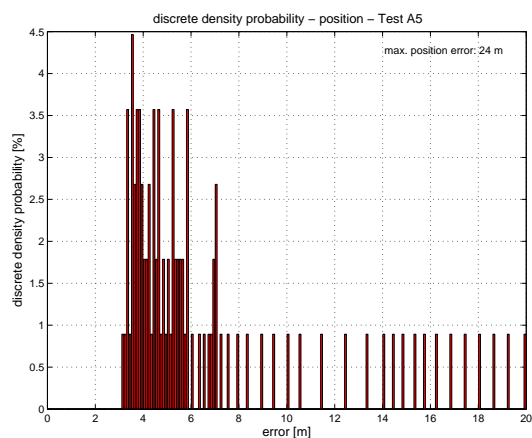


Abb. A.99: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A6 Differential-Hodometer

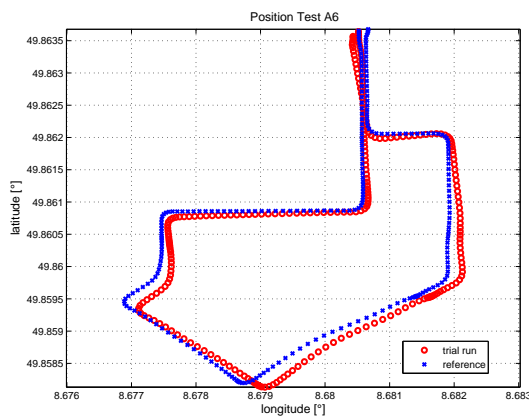


Abb. A.100: Positionsvergleich

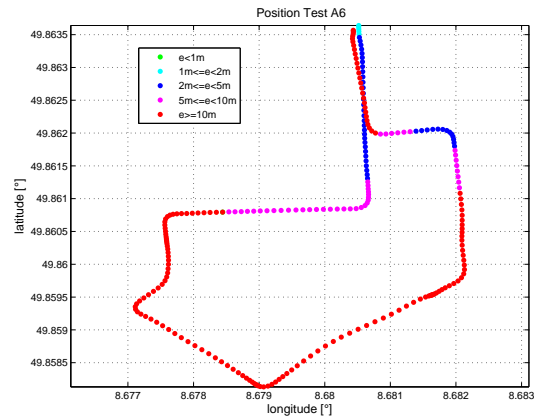


Abb. A.101: Positionsfehler

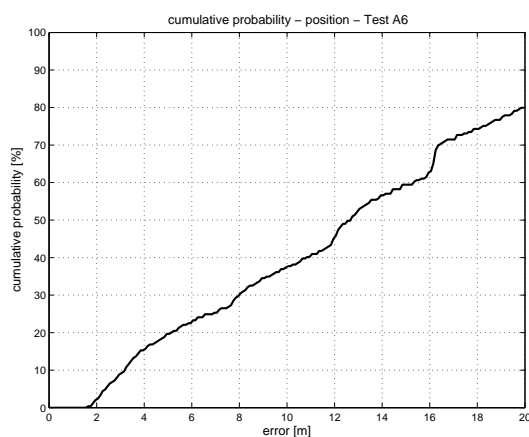


Abb. A.102: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

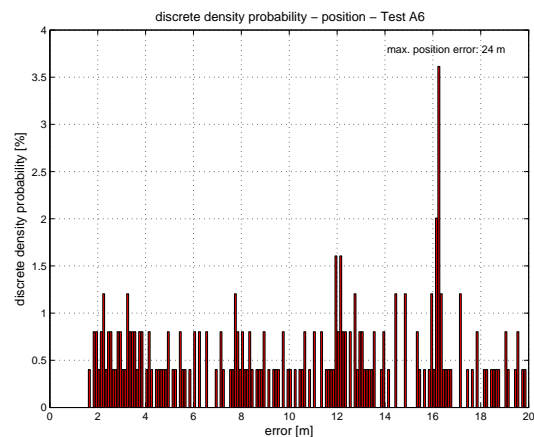


Abb. A.103: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A7 Differential-Hodometer

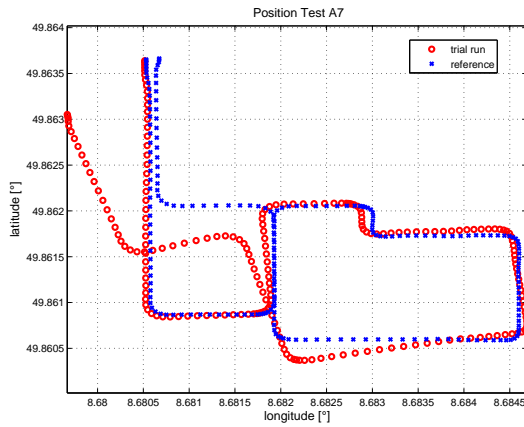


Abb. A.104: Positionsvergleich

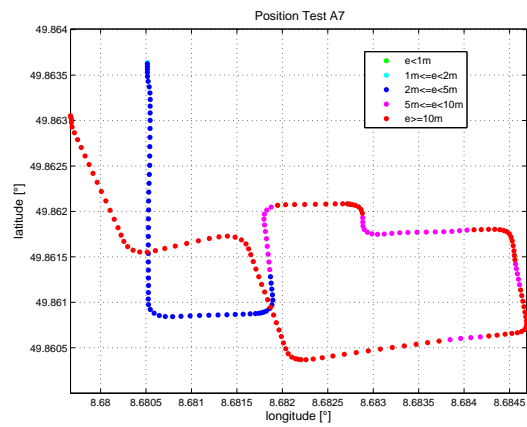


Abb. A.105: Positionsfehler

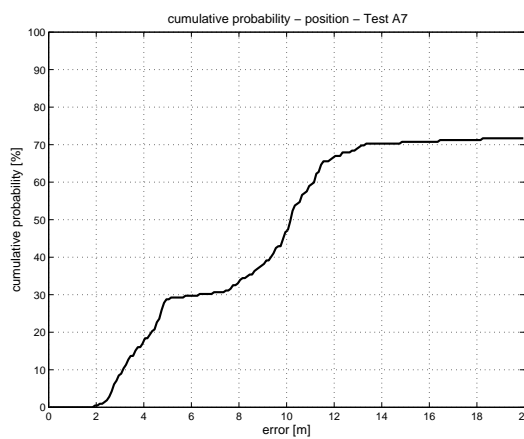


Abb. A.106: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

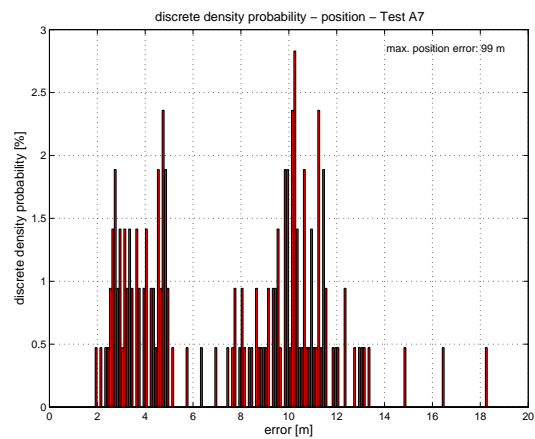


Abb. A.107: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A8 Differential-Hodometer

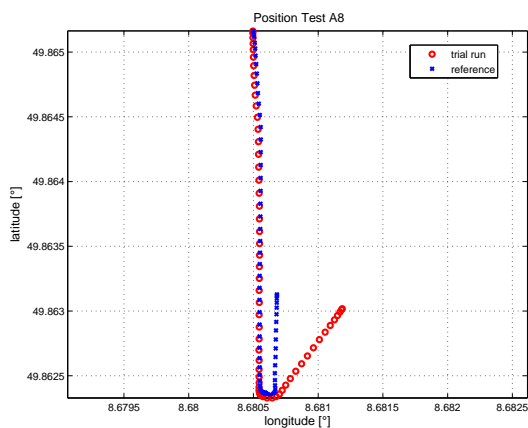


Abb. A.108: Positionsvergleich

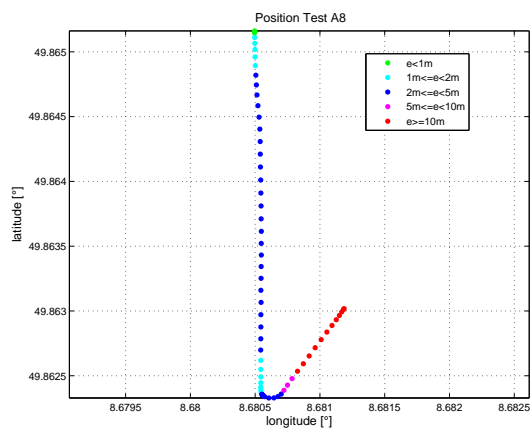


Abb. A.109: Positionsfehler

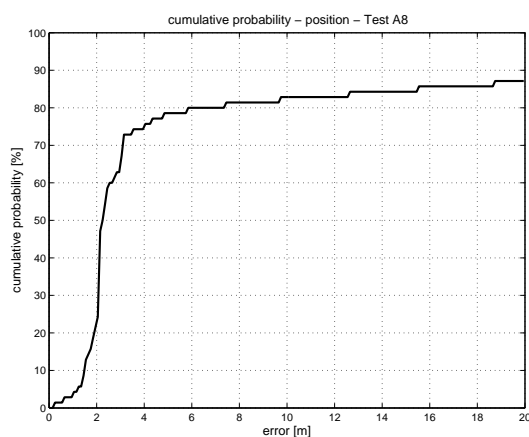


Abb. A.110: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

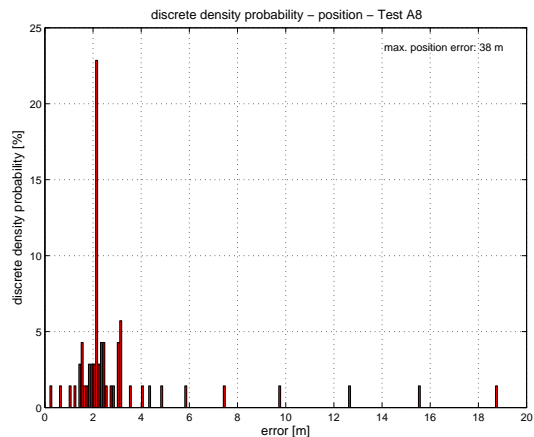


Abb. A.111: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A9 Differential-Hodometer

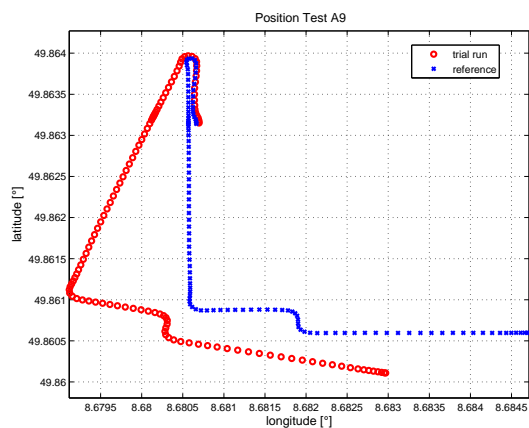


Abb. A.112: Positionsvergleich

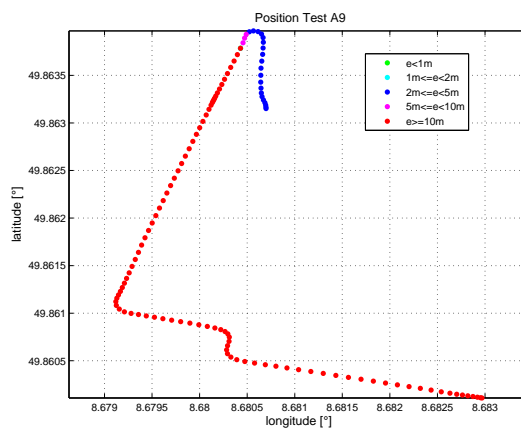


Abb. A.113: Positionsfehler

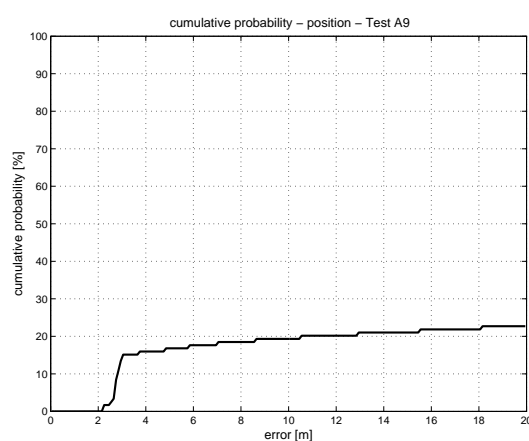


Abb. A.114: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

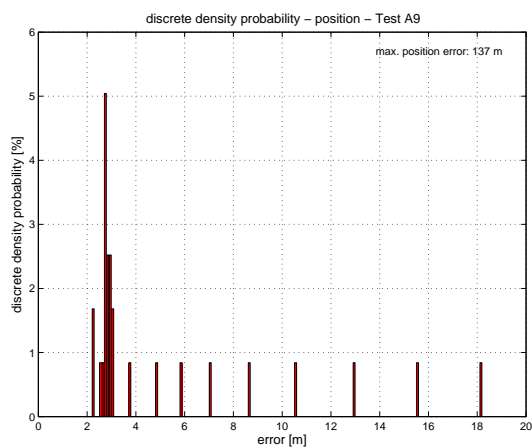


Abb. A.115: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B1 Differential-Hodometer

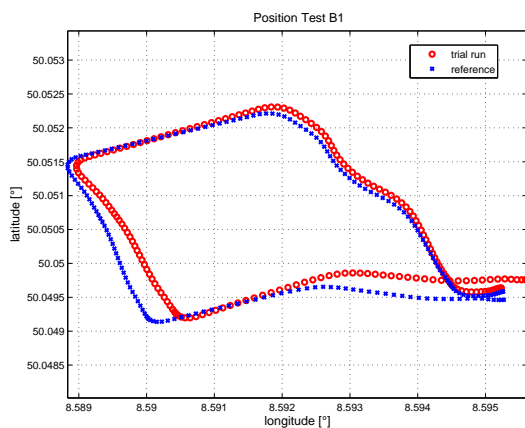


Abb. A.116: Positionsvergleich

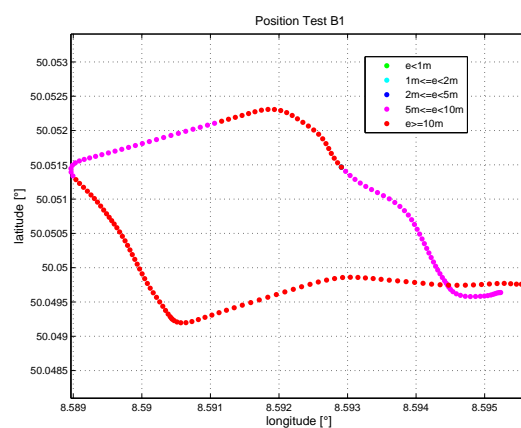


Abb. A.117: Positionsfehler

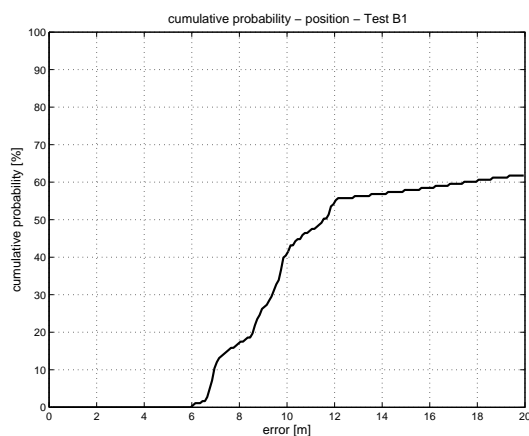


Abb. A.118: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

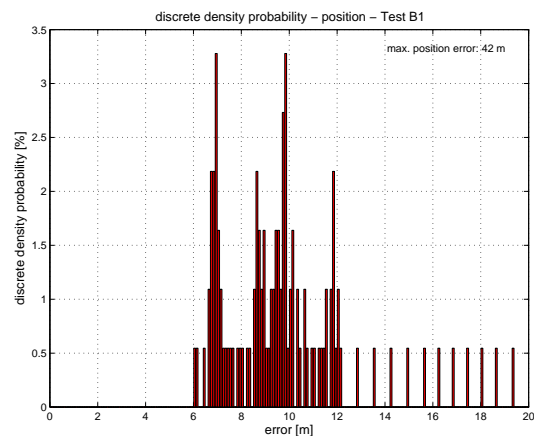


Abb. A.119: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B2 Differential-Hodometer

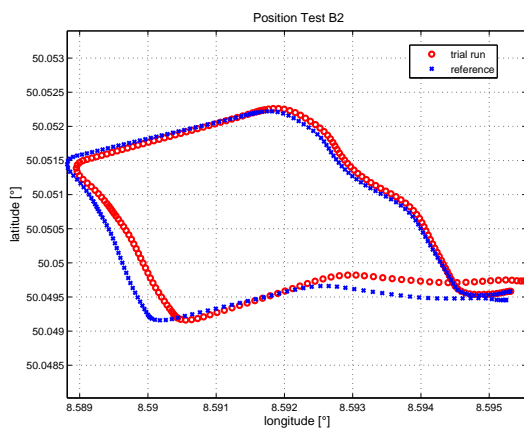


Abb. A.120: Positionsvergleich

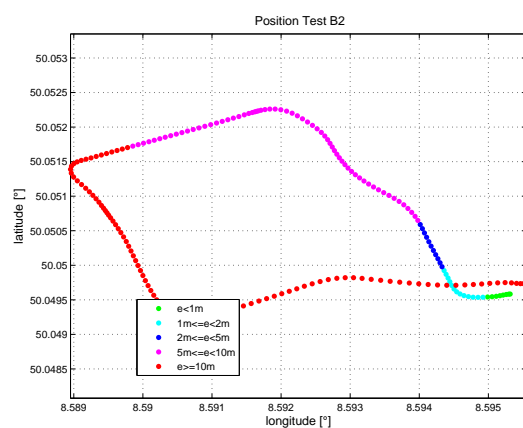


Abb. A.121: Positionsfehler

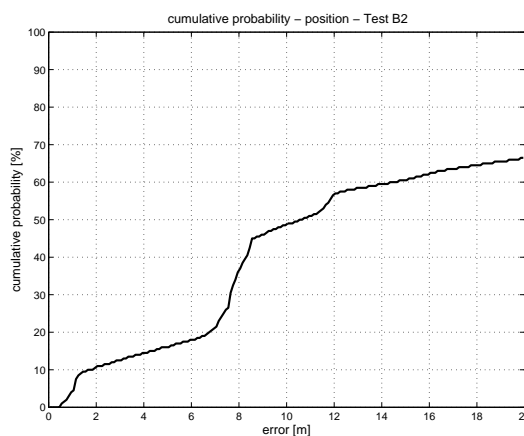


Abb. A.122: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

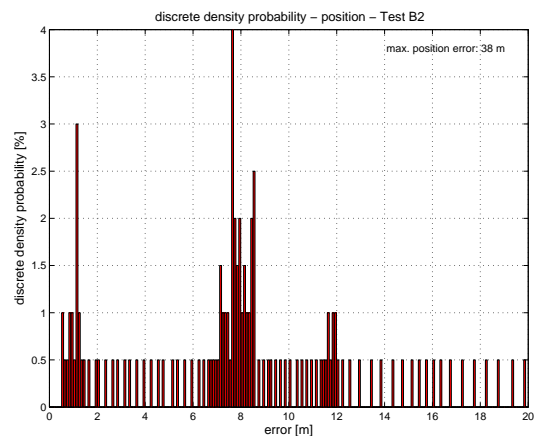


Abb. A.123: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B3 Differential-Hodometer

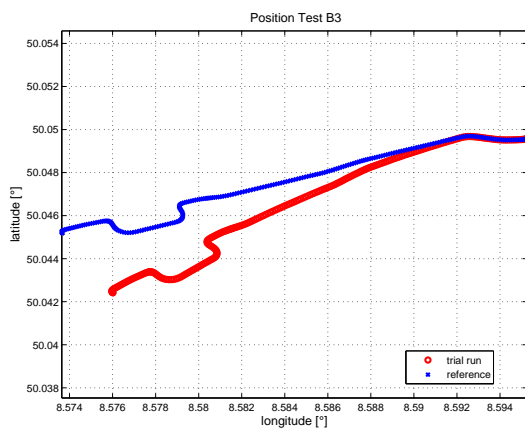


Abb. A.124: Positionsvergleich

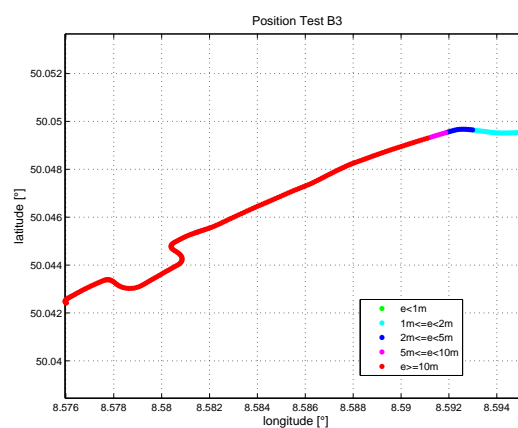


Abb. A.125: Positionsfehler

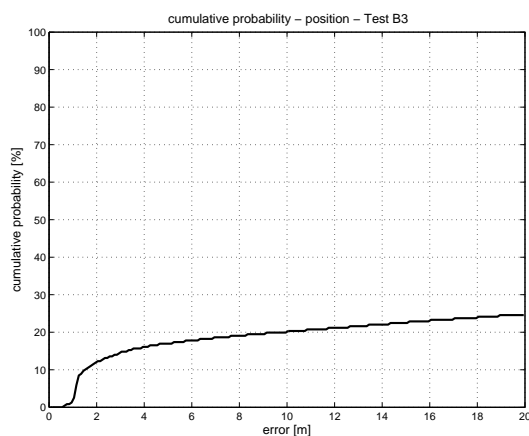


Abb. A.126: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

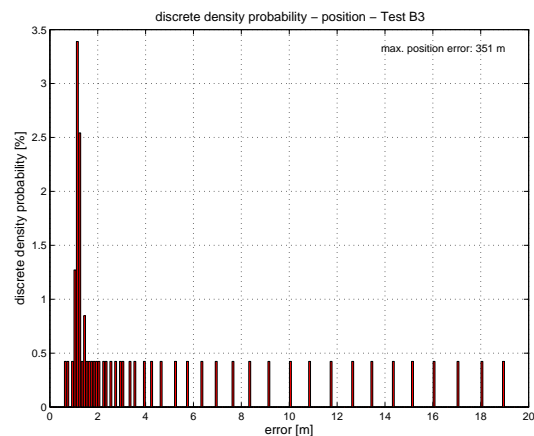


Abb. A.127: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B4 Differential-Hodometer

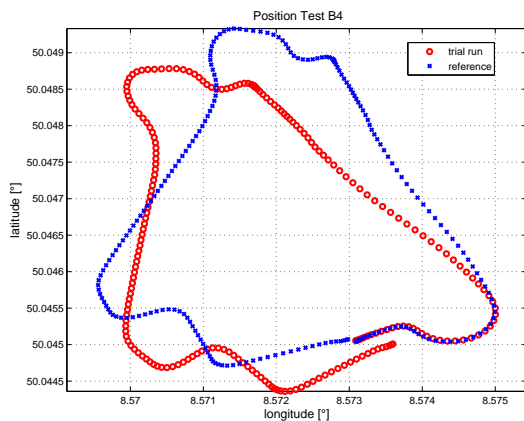


Abb. A.128: Positionsvergleich

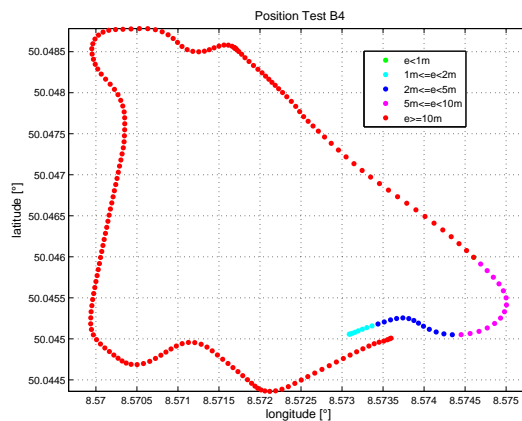


Abb. A.129: Positionsfehler

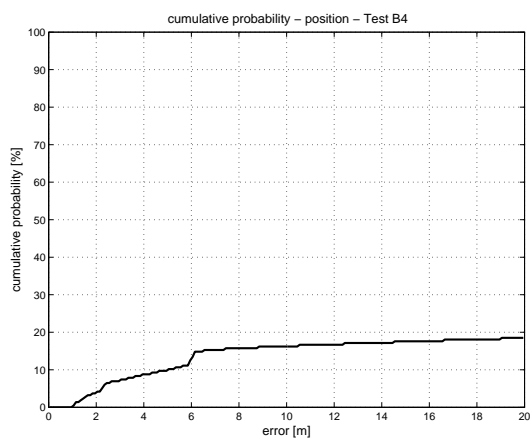


Abb. A.130: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

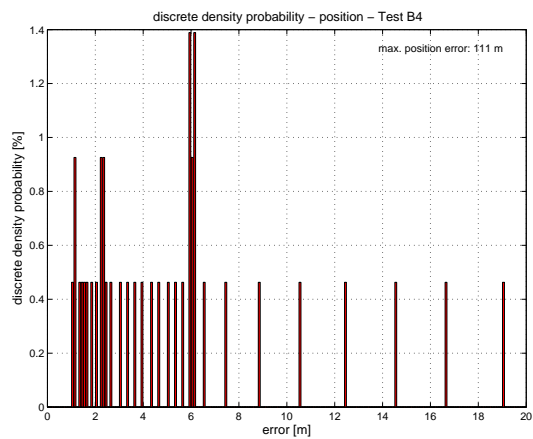


Abb. A.131: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B5 Differential-Hodometer

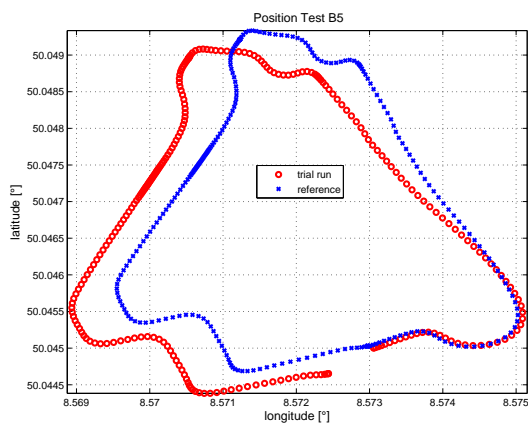


Abb. A.132: Positionsvergleich

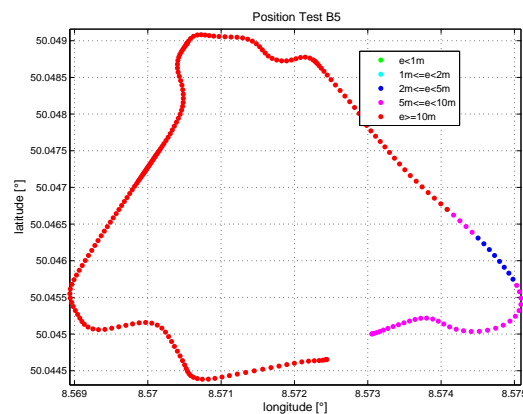


Abb. A.133: Positionsfehler

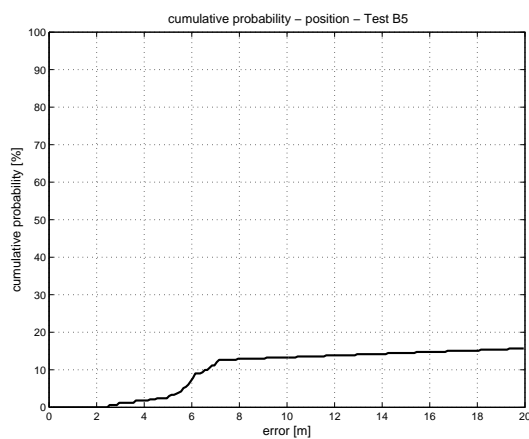


Abb. A.134: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

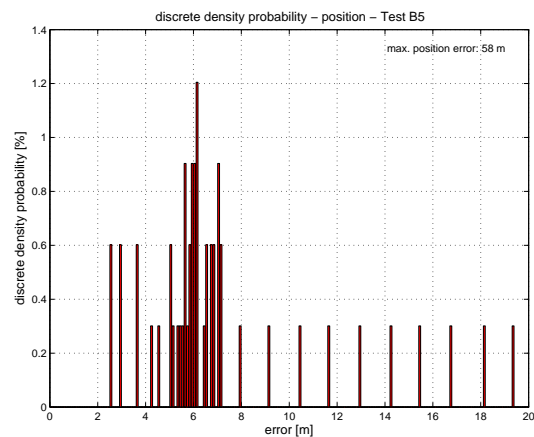


Abb. A.135: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B6 Differential-Hodometer

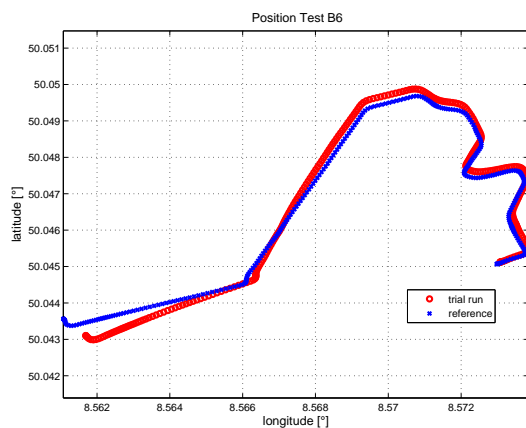


Abb. A.136: Positionsvergleich

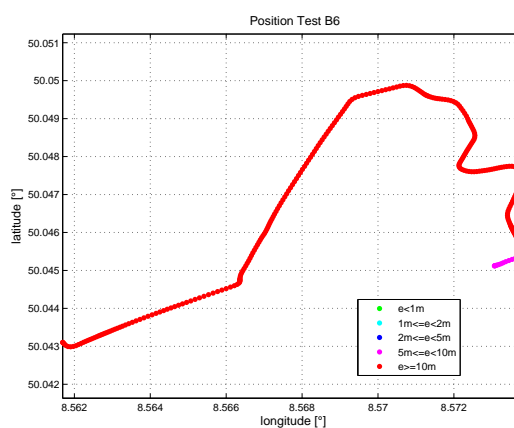


Abb. A.137: Positionsfehler

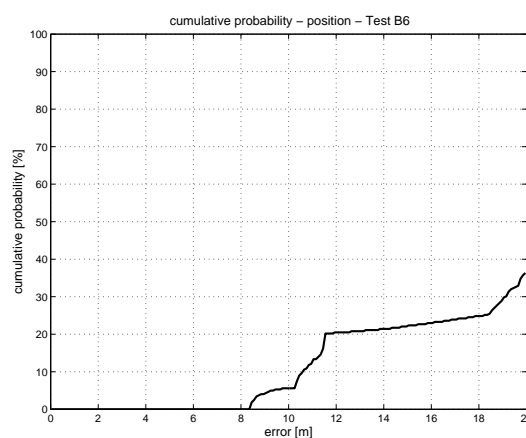


Abb. A.138: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

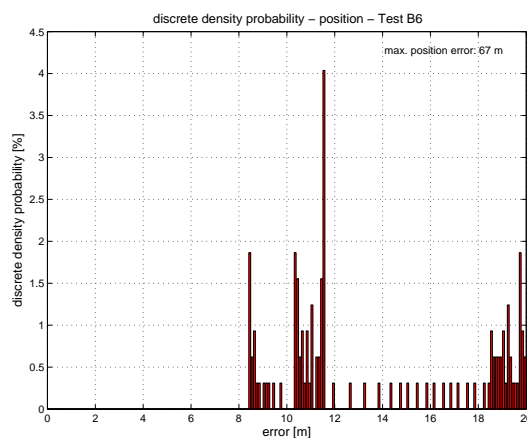


Abb. A.139: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B7 Differential-Hodometer

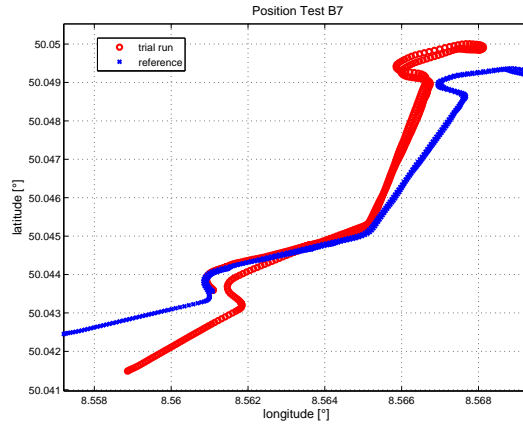


Abb. A.140: Positionsvergleich

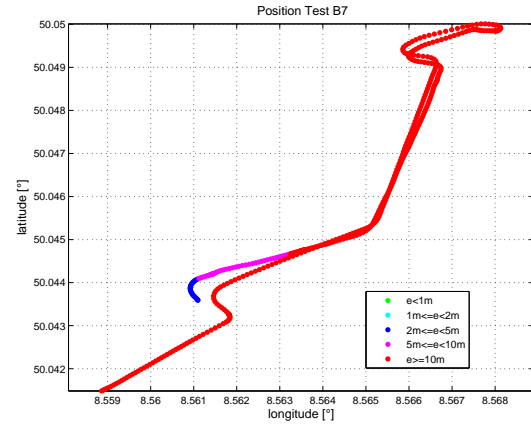


Abb. A.141: Positionsfehler

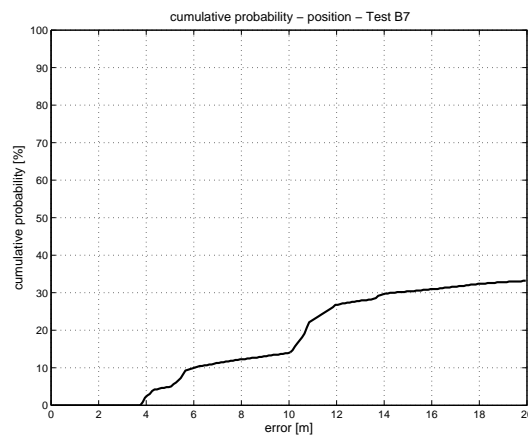


Abb. A.142: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

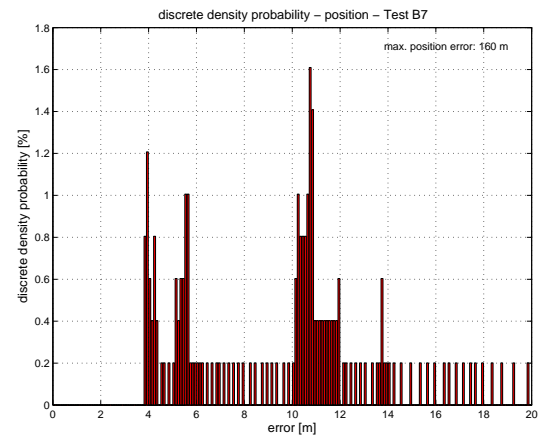


Abb. A.143: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B8 Differential-Hodometer

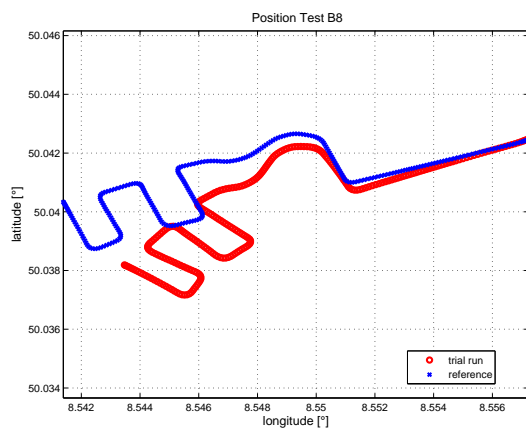


Abb. A.144: Positionsvergleich

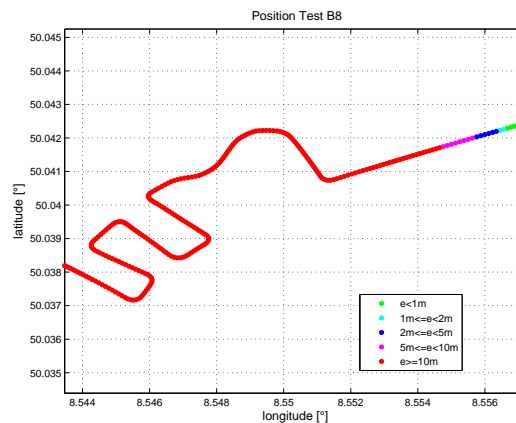


Abb. A.145: Positionsfehler

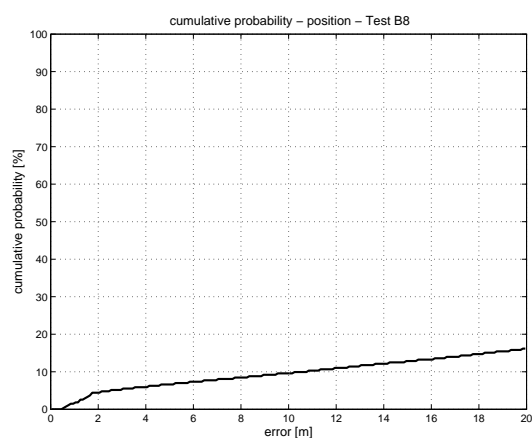


Abb. A.146: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

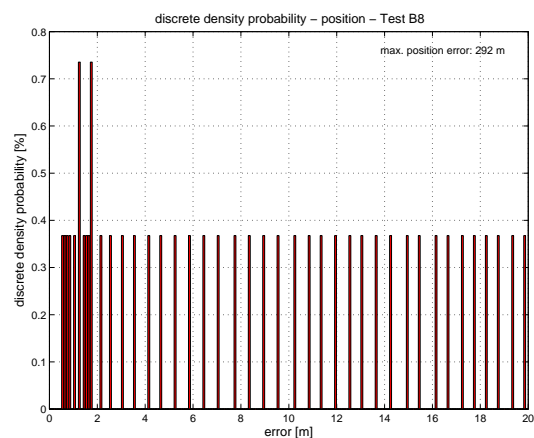


Abb. A.147: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B9 Differential-Hodometer

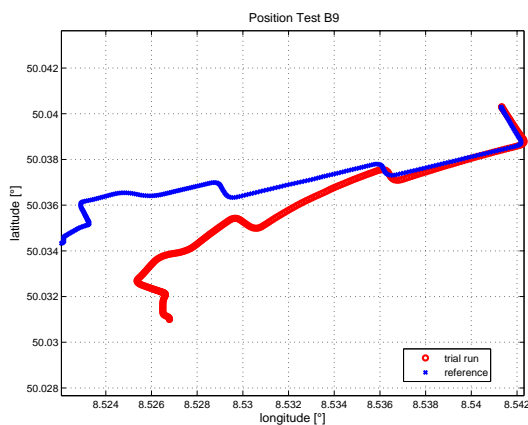


Abb. A.148: Positionsvergleich

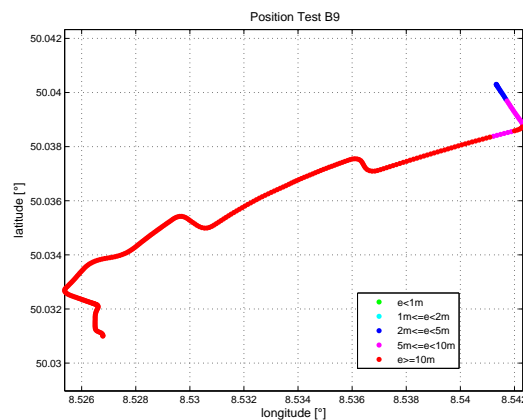


Abb. A.149: Positionsfehler

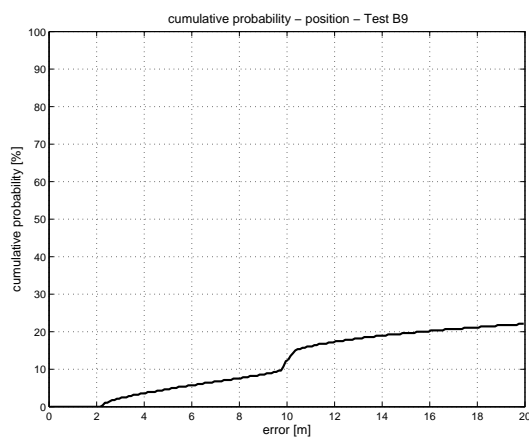


Abb. A.150: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

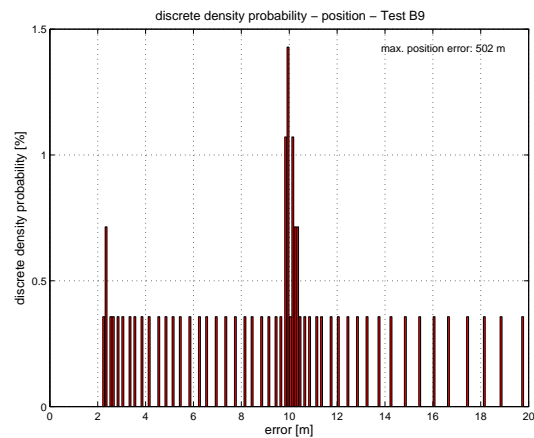


Abb. A.151: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B10 Differential-Hodometer

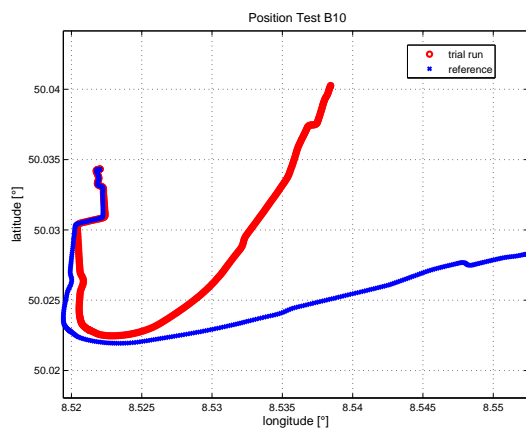


Abb. A.152: Positionsvergleich

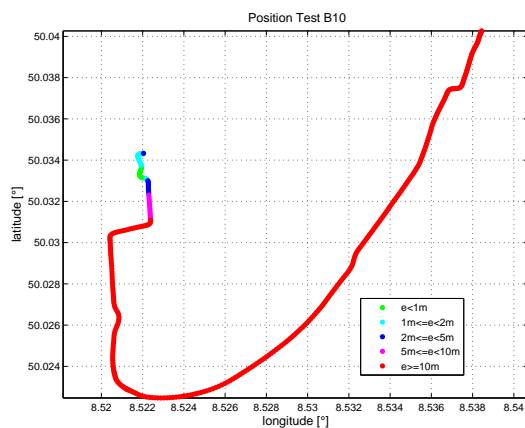


Abb. A.153: Positionsfehler

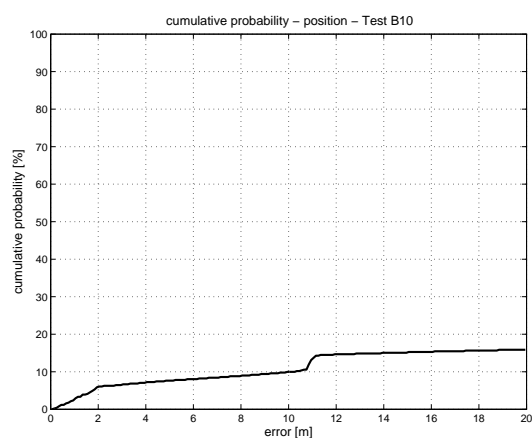


Abb. A.154: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

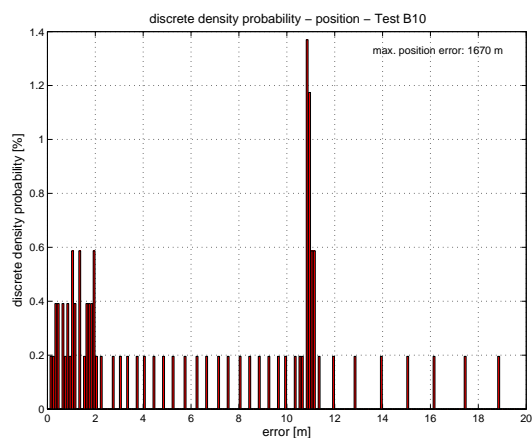


Abb. A.155: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Alle Fahrten: Differential-Hodometer

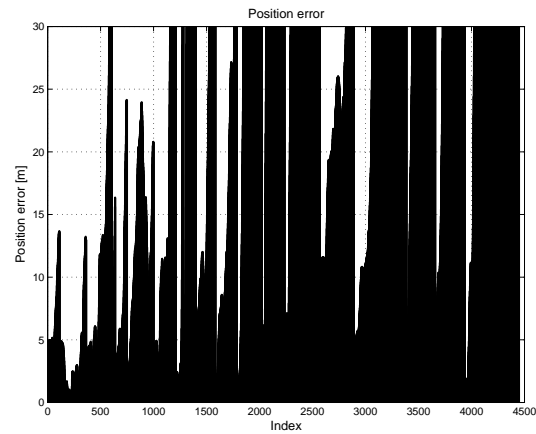


Abb. A.156: Positionsfehler

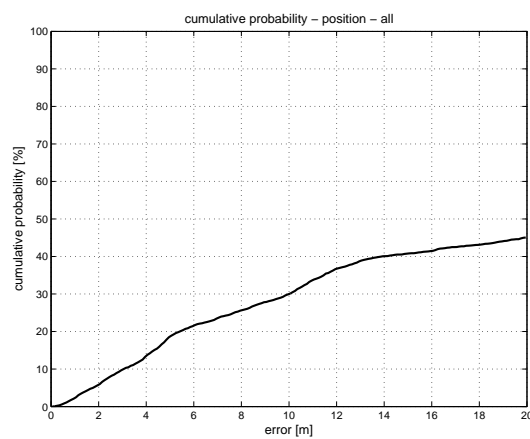


Abb. A.157: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

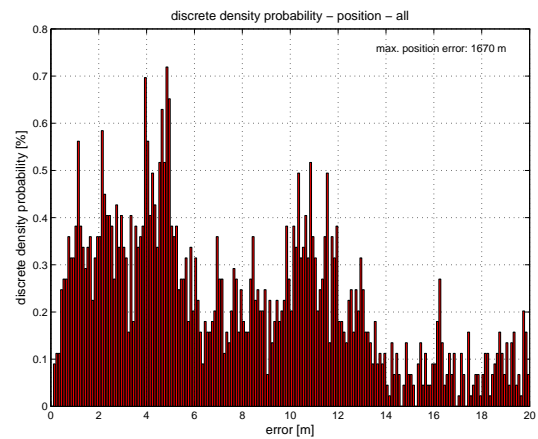


Abb. A.158: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A1 Gyro & Hodometer & GPS

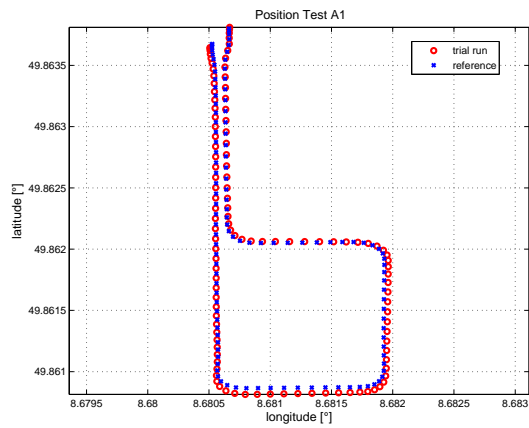


Abb. A.159: Positionsvergleich

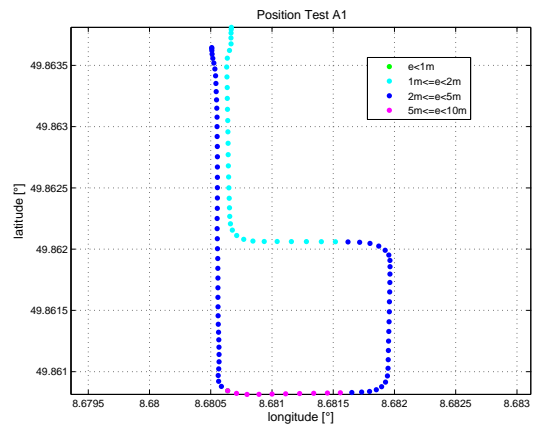


Abb. A.160: Positionsfehler

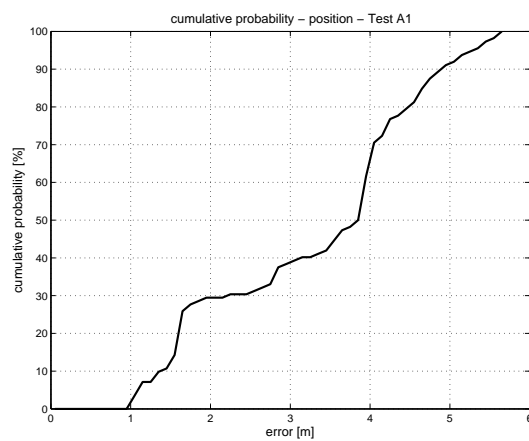


Abb. A.161: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

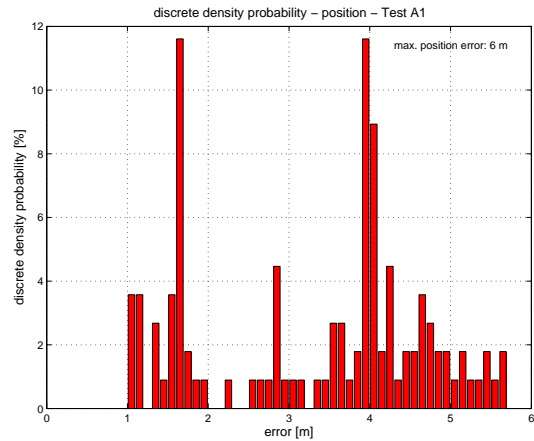


Abb. A.162: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A2 Gyro & Hodometer & GPS

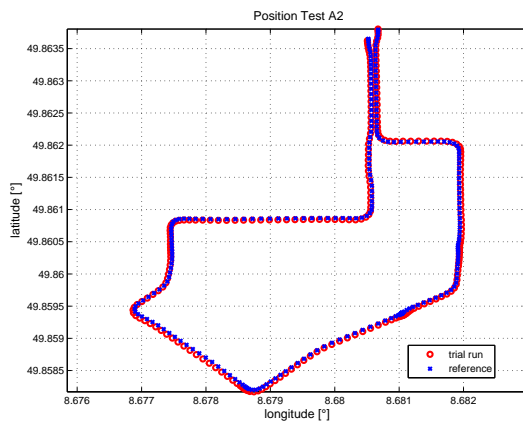


Abb. A.163: Positionsvergleich

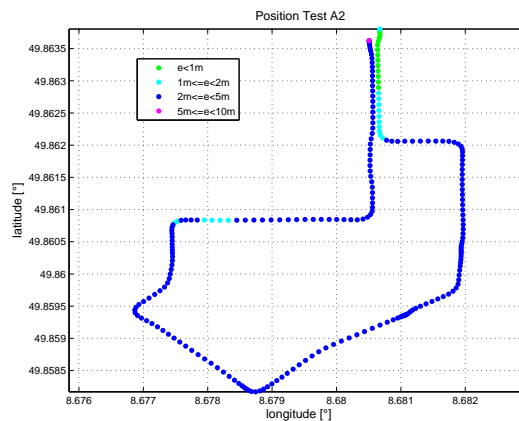


Abb. A.164: Positionsfehler

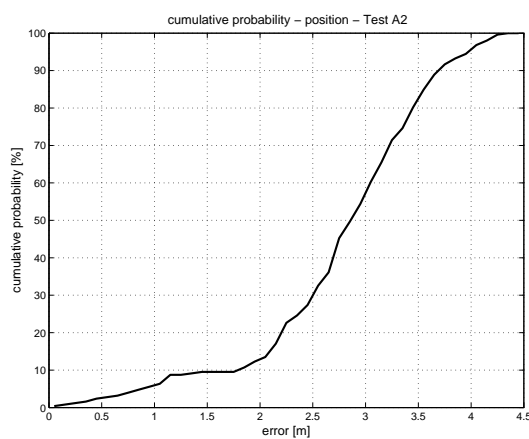


Abb. A.165: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

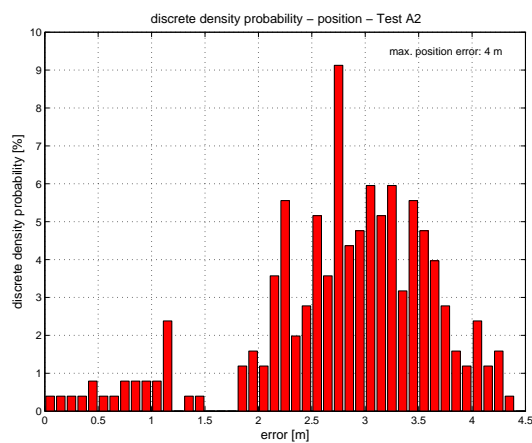


Abb. A.166: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A3 Gyro & Hodometer & GPS

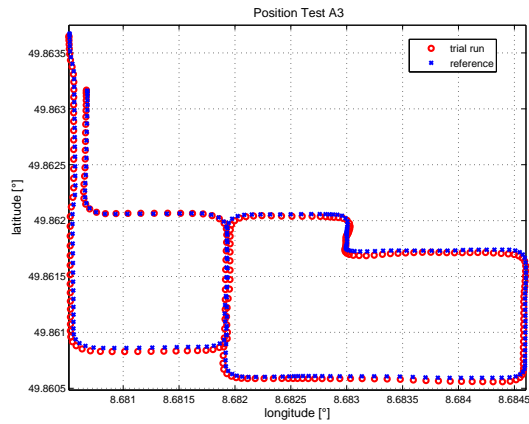


Abb. A.167: Positionsvergleich

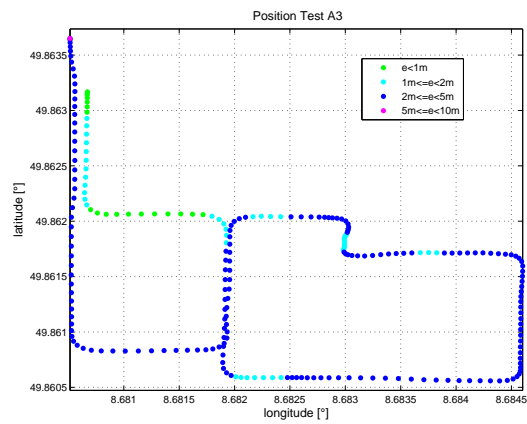


Abb. A.168: Positionsfehler

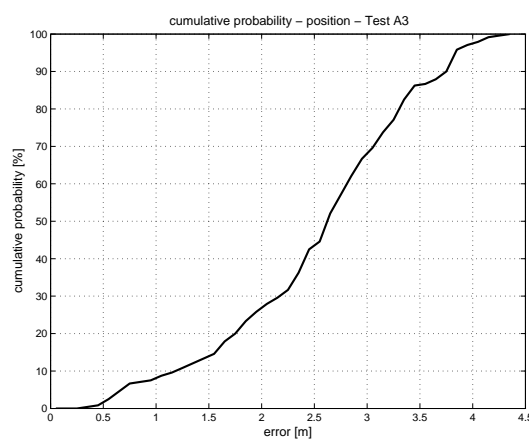


Abb. A.169: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

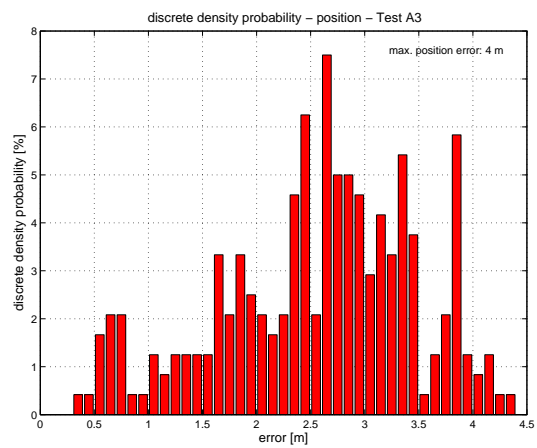


Abb. A.170: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A4 Gyro & Hodometer & GPS

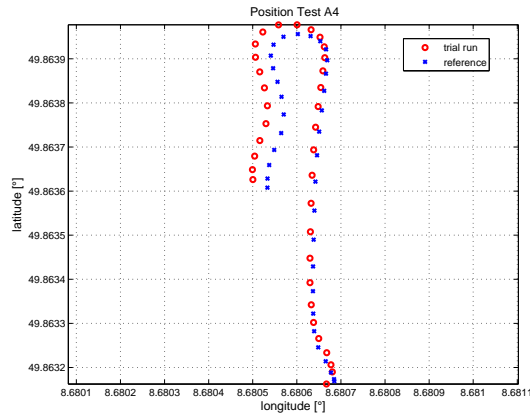


Abb. A.171: Positionsvergleich

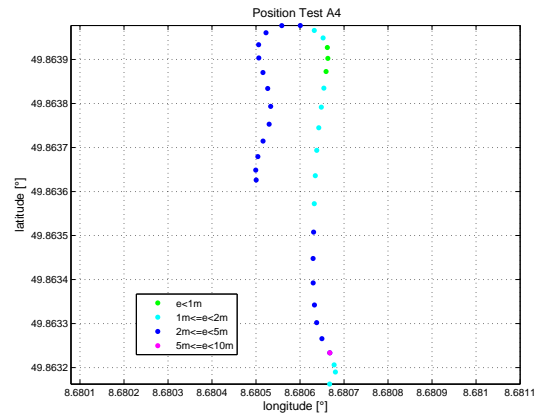


Abb. A.172: Positionsfehler

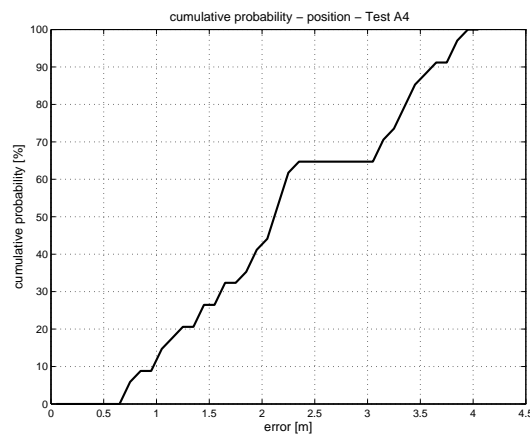


Abb. A.173: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

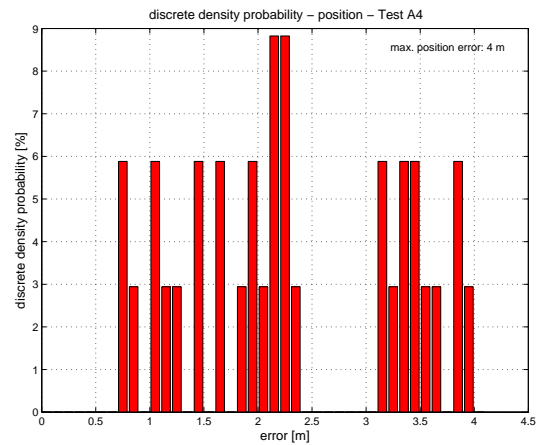


Abb. A.174: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A5 Gyro & Hodometer & GPS

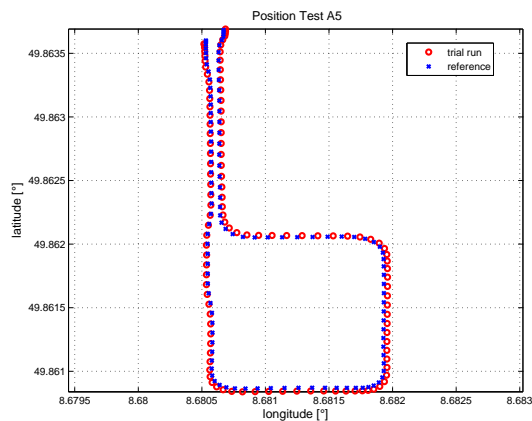


Abb. A.175: Positionsvergleich

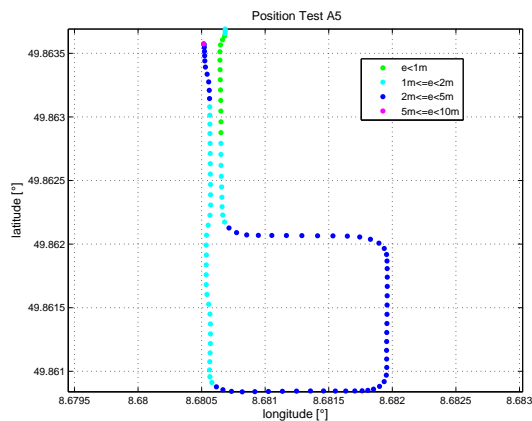


Abb. A.176: Positionsfehler

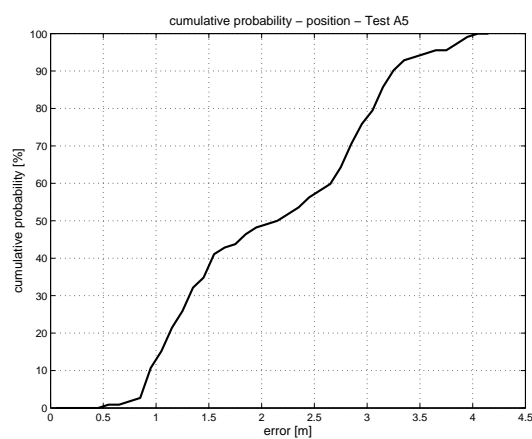


Abb. A.177: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

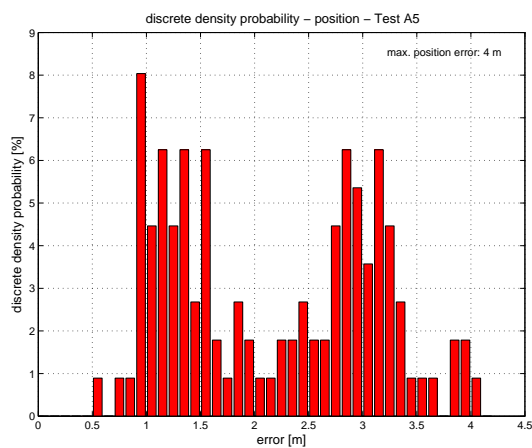


Abb. A.178: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A6 Gyro & Hodometer & GPS

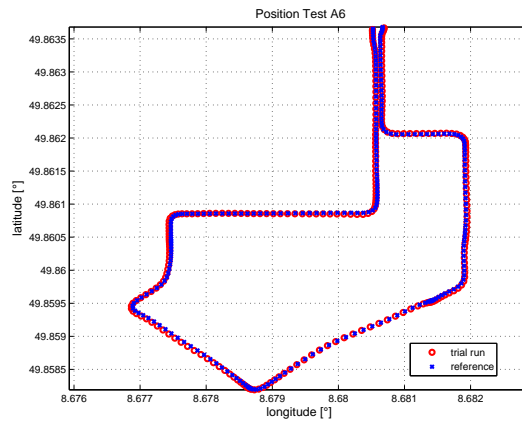


Abb. A.179: Positionsvergleich

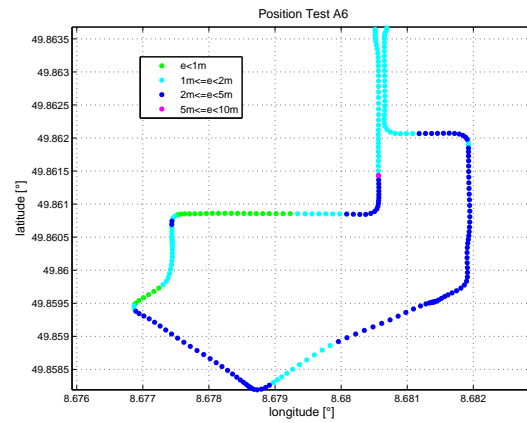


Abb. A.180: Positionsfehler

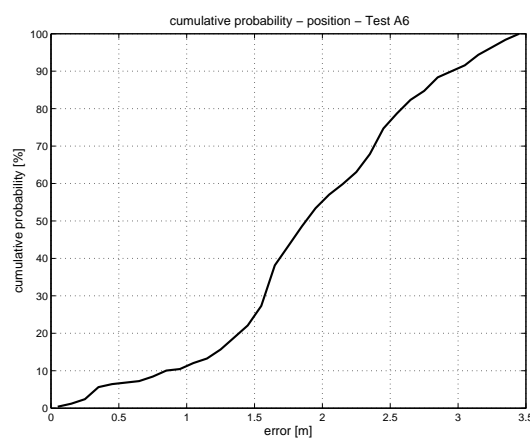


Abb. A.181: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

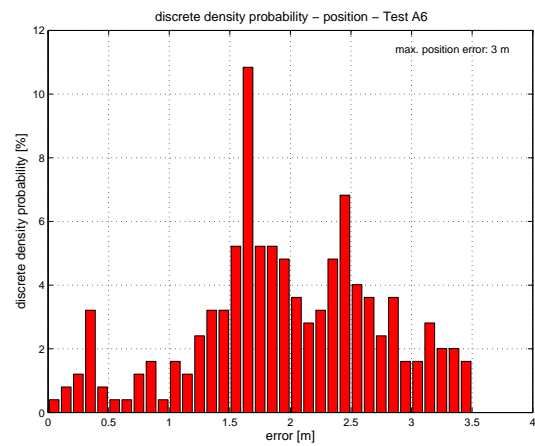


Abb. A.182: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A7 Gyro & Hodometer & GPS

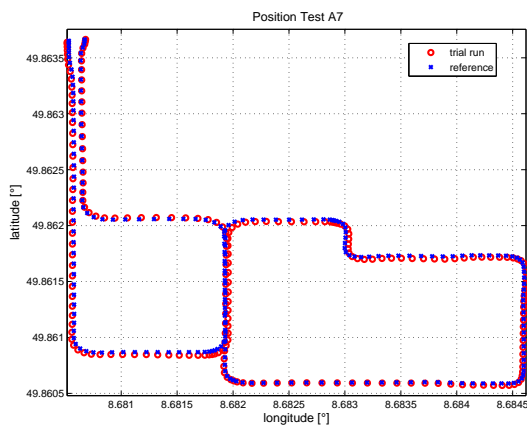


Abb. A.183: Positionsvergleich

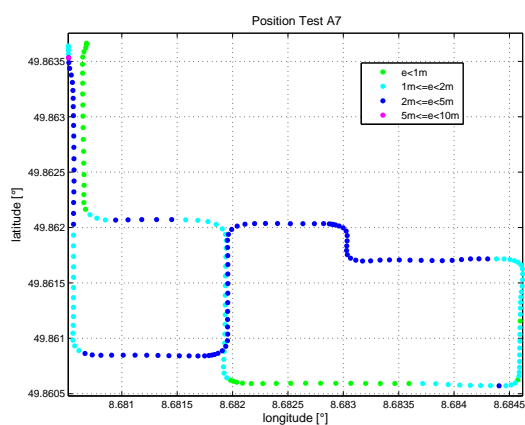


Abb. A.184: Positionsfehler

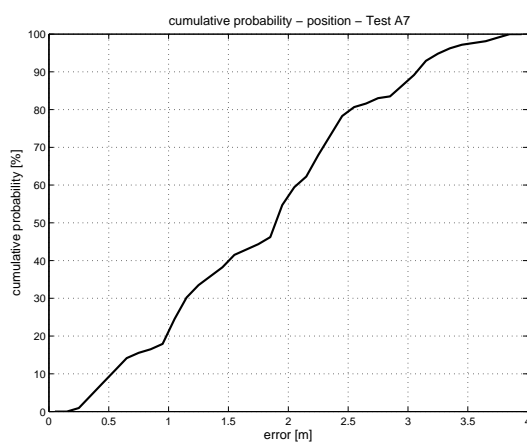


Abb. A.185: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

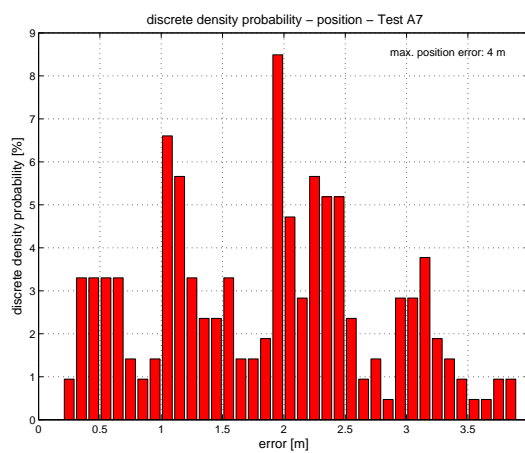


Abb. A.186: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A8 Gyro & Hodometer & GPS

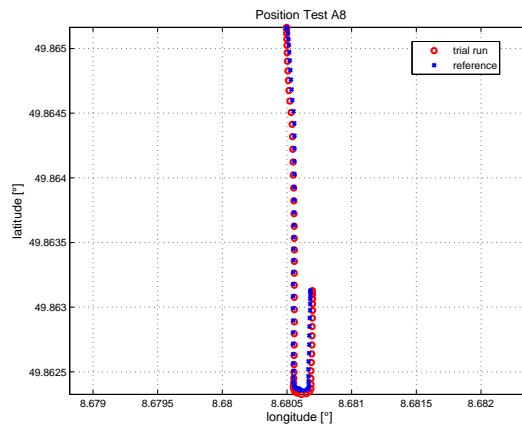


Abb. A.187: Positionsvergleich

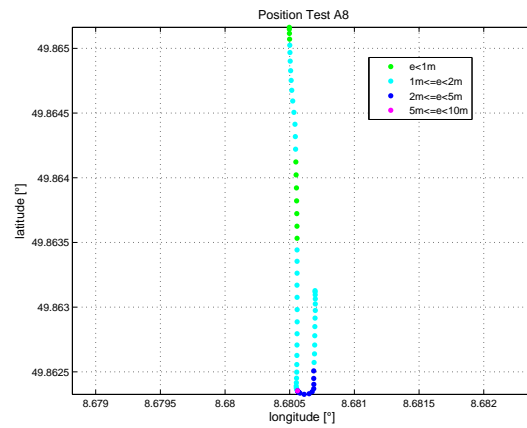


Abb. A.188: Positionsfehler

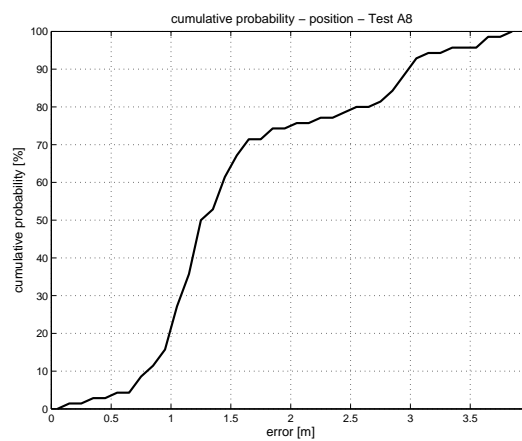


Abb. A.189: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

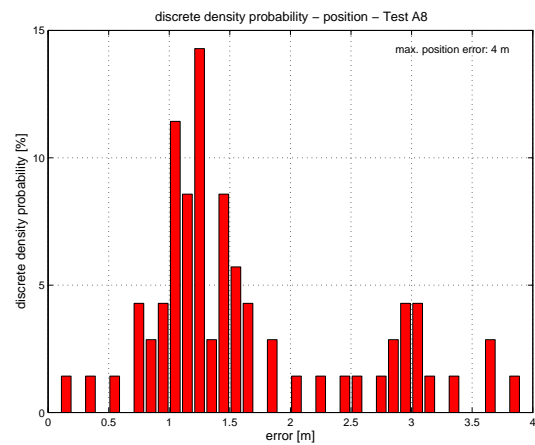


Abb. A.190: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A9 Gyro & Hodometer & GPS

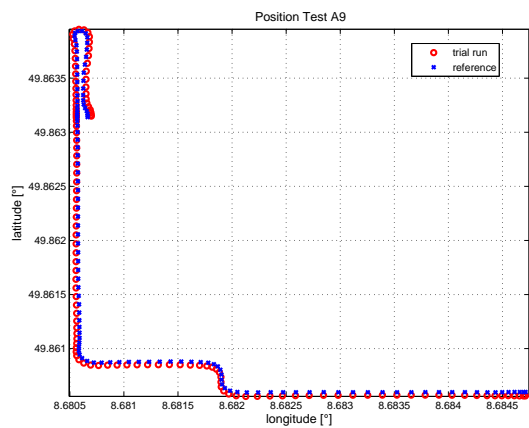


Abb. A.191: Positionsvergleich

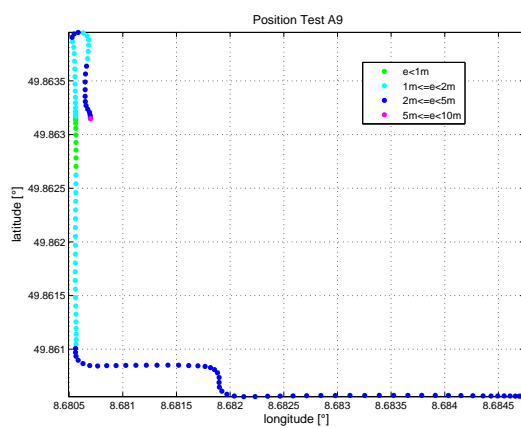


Abb. A.192: Positionsfehler

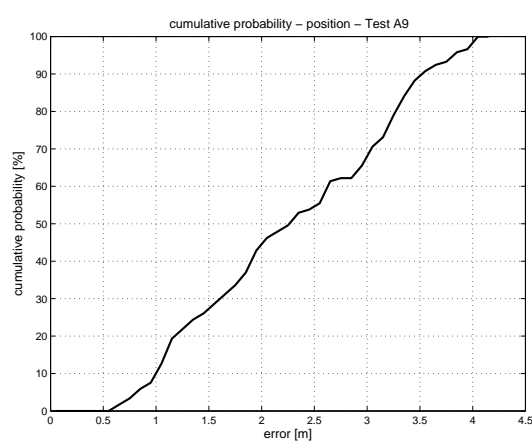


Abb. A.193: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

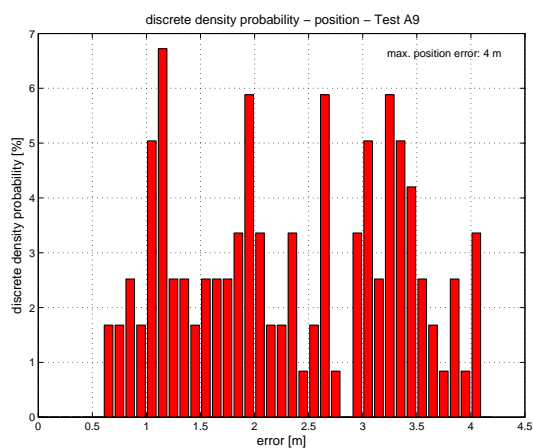


Abb. A.194: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B1 Gyro & Hodometer & GPS

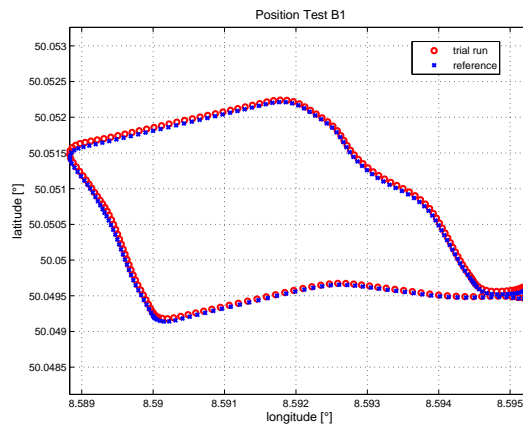


Abb. A.195: Positionsvergleich

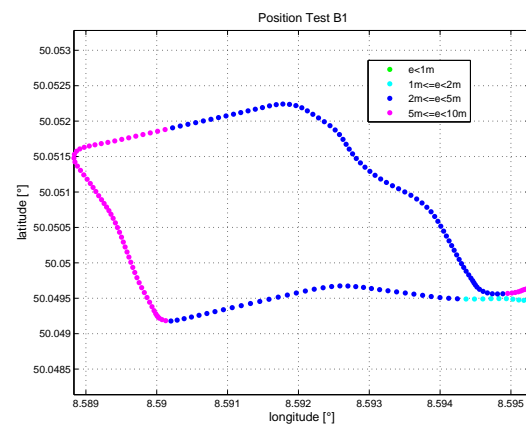


Abb. A.196: Positionsfehler

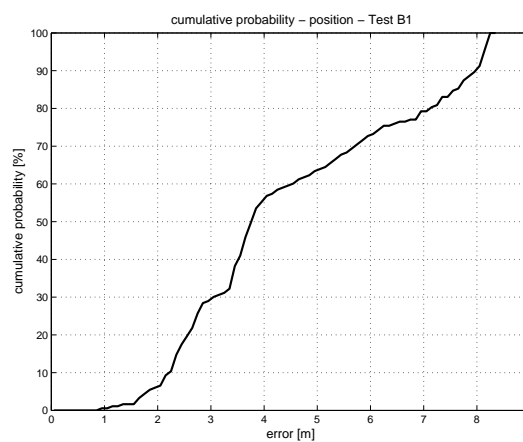


Abb. A.197: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

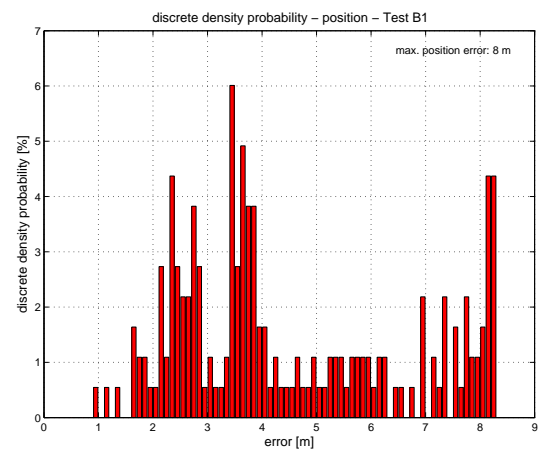


Abb. A.198: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B2 Gyro & Hodometer & GPS

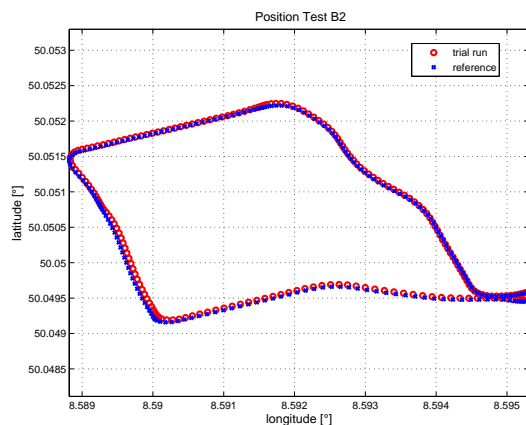


Abb. A.199: Positionsvergleich

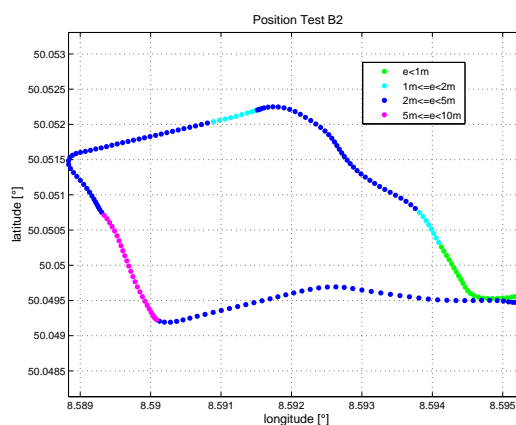


Abb. A.200: Positionsfehler

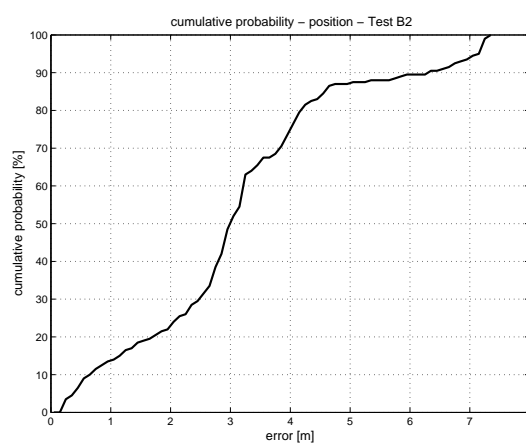


Abb. A.201: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

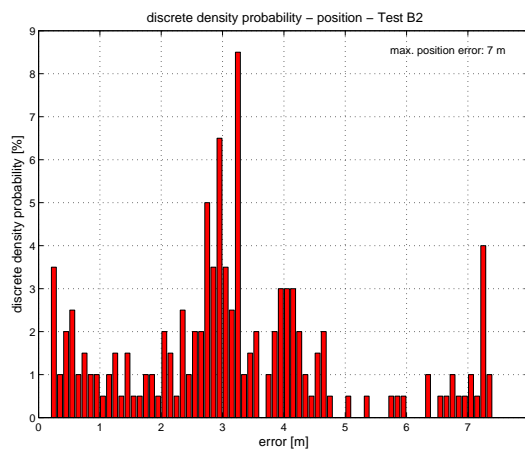


Abb. A.202: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B3 Gyro & Hodometer & GPS

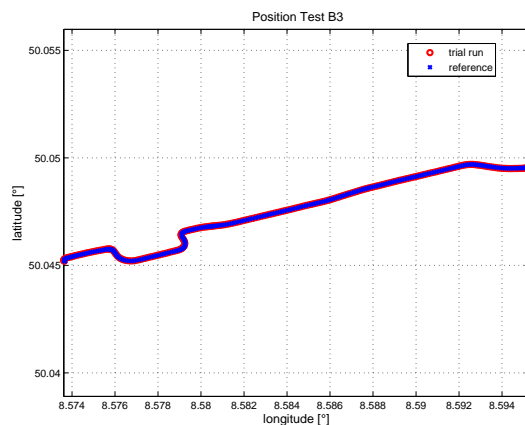


Abb. A.203: Positionsvergleich

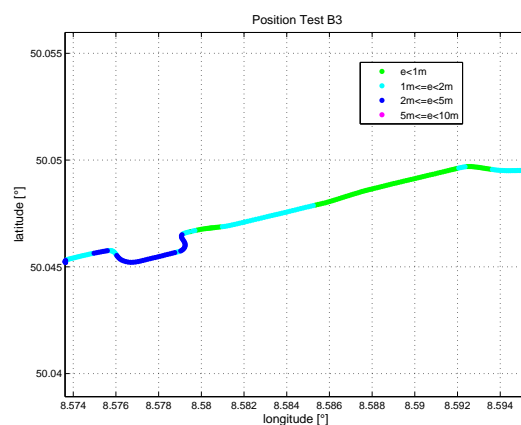


Abb. A.204: Positionsfehler

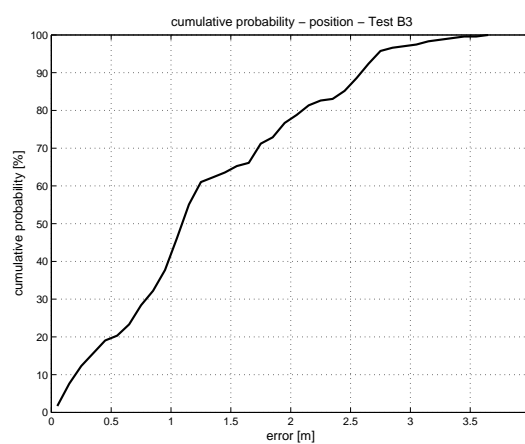


Abb. A.205: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

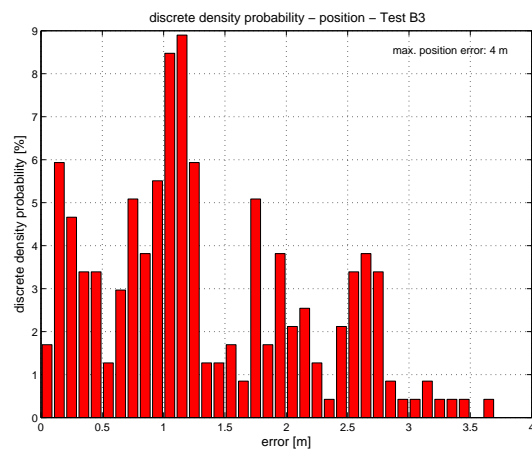


Abb. A.206: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B4 Gyro & Hodometer & GPS

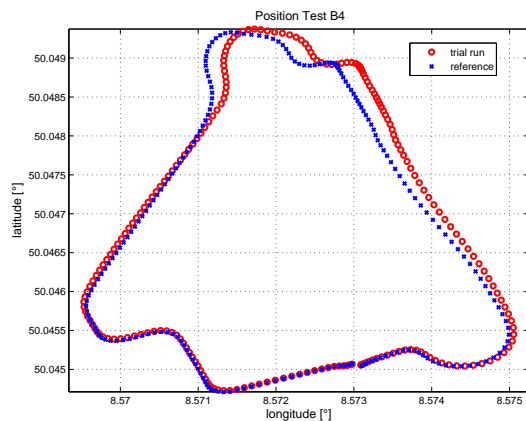


Abb. A.207: Positionsvergleich

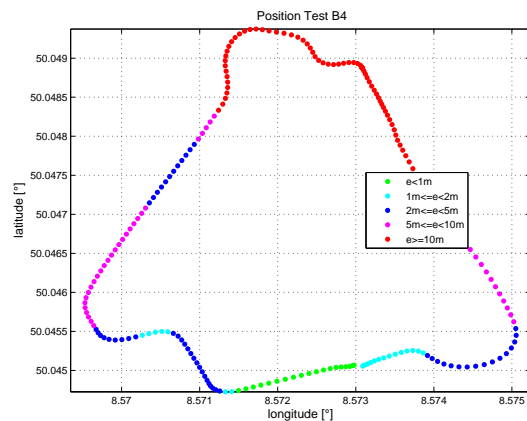


Abb. A.208: Positionsfehler

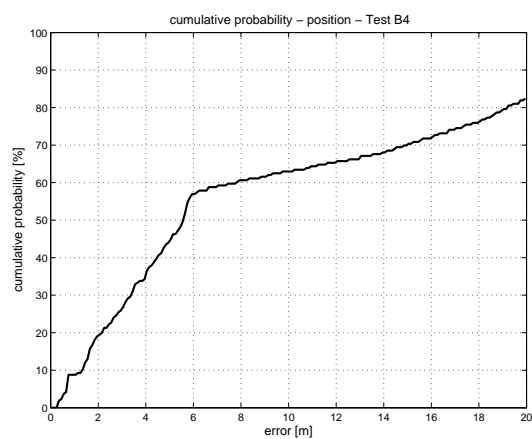


Abb. A.209: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

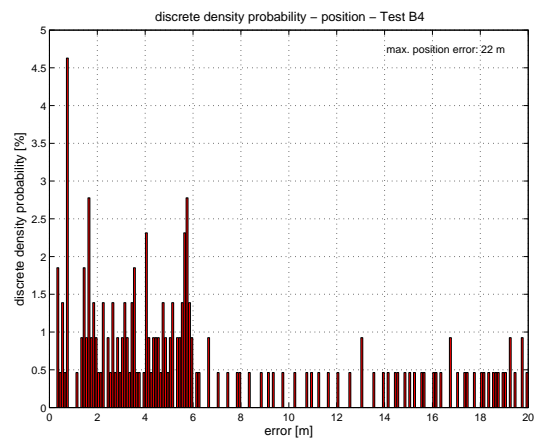


Abb. A.210: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B5 Gyro & Hodometer & GPS

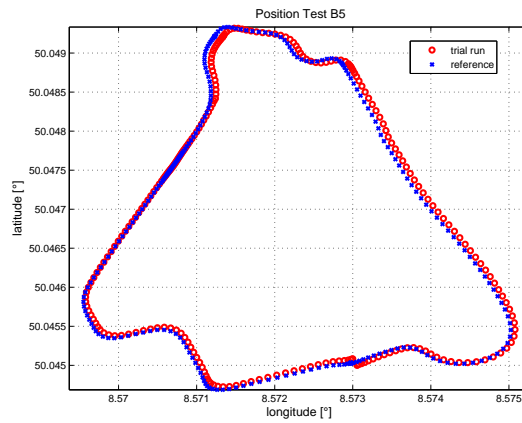


Abb. A.211: Positionsvergleich

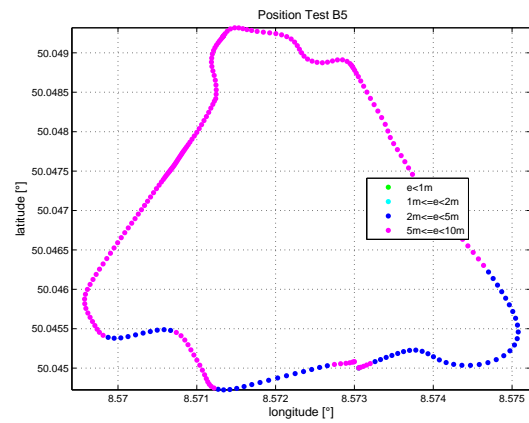


Abb. A.212: Positionsfehler

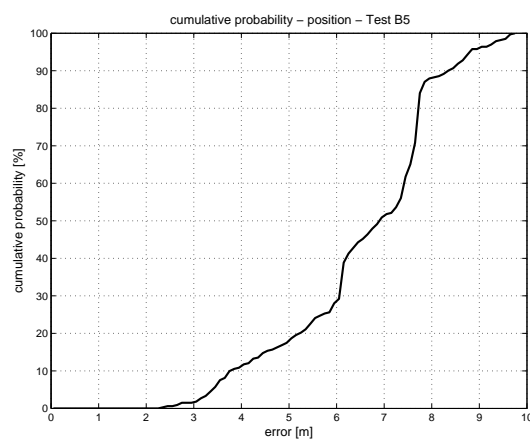


Abb. A.213: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

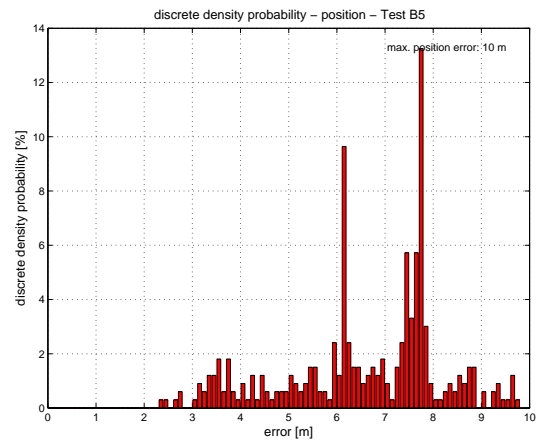


Abb. A.214: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B6 Gyro & Hodometer & GPS

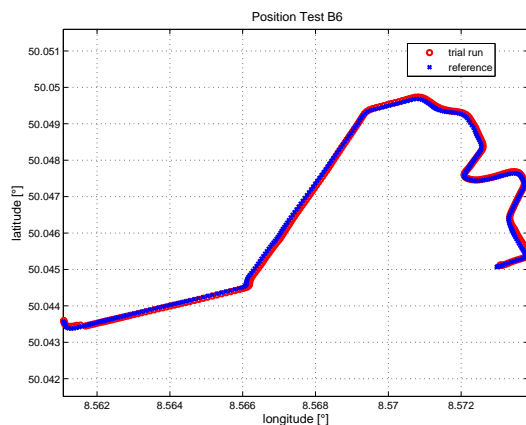


Abb. A.215: Positionsvergleich

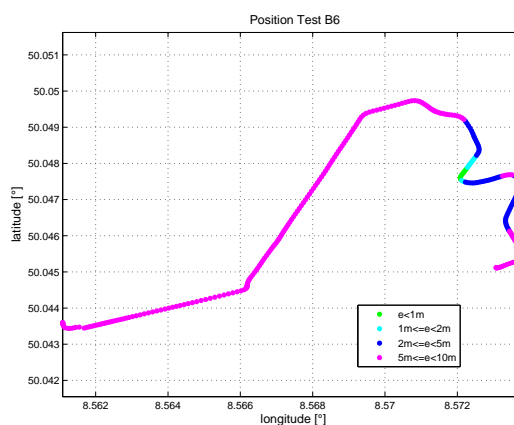


Abb. A.216: Positionsfehler

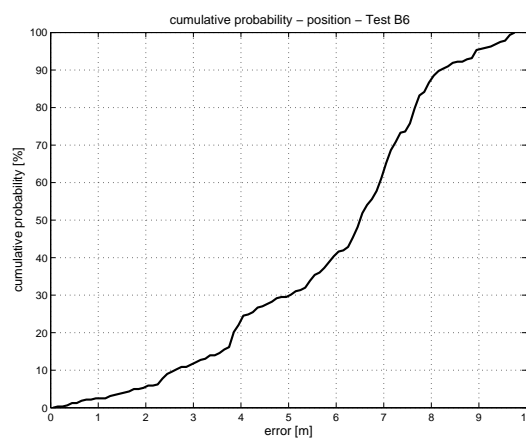


Abb. A.217: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

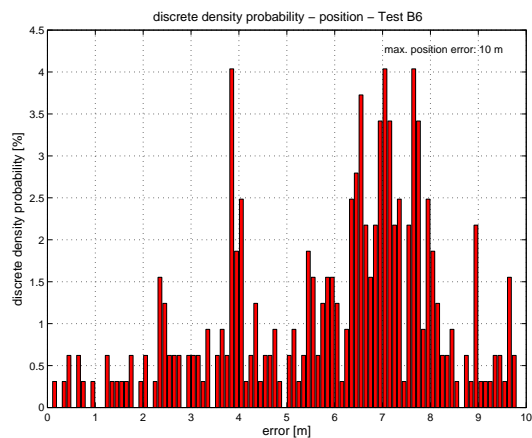


Abb. A.218: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B7 Gyro & Hodometer & GPS

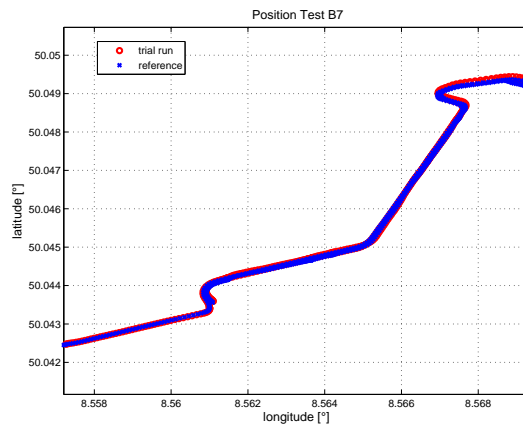


Abb. A.219: Positionsvergleich

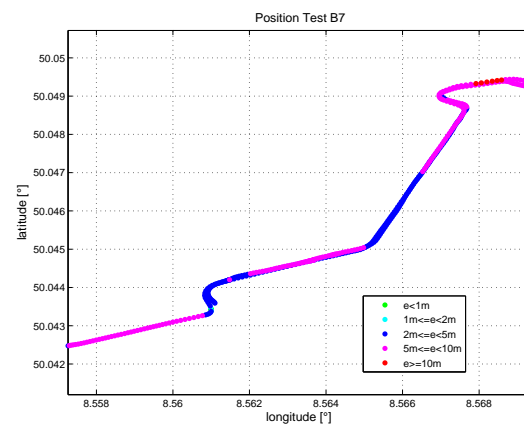


Abb. A.220: Positionsfehler

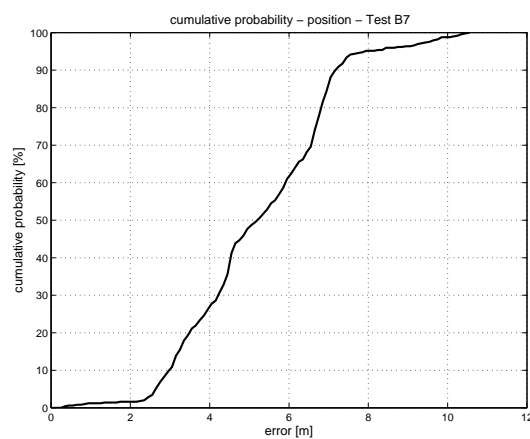


Abb. A.221: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

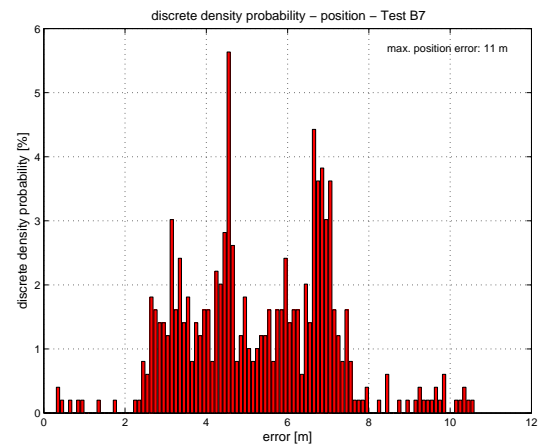


Abb. A.222: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B8 Gyro & Hodometer & GPS

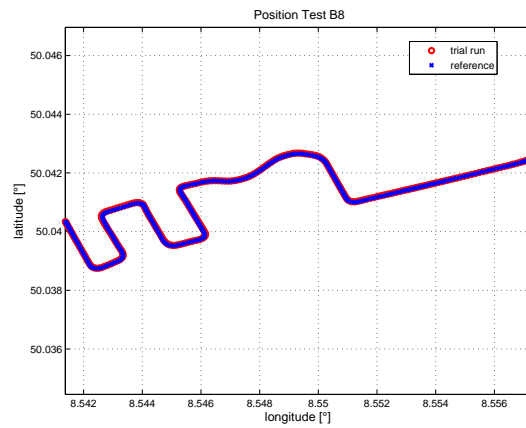


Abb. A.223: Positionsvergleich

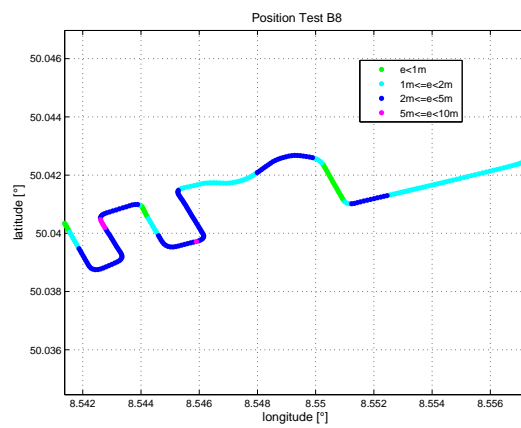


Abb. A.224: Positionsfehler

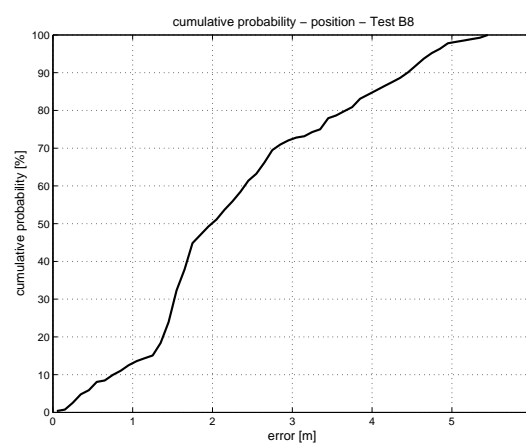


Abb. A.225: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

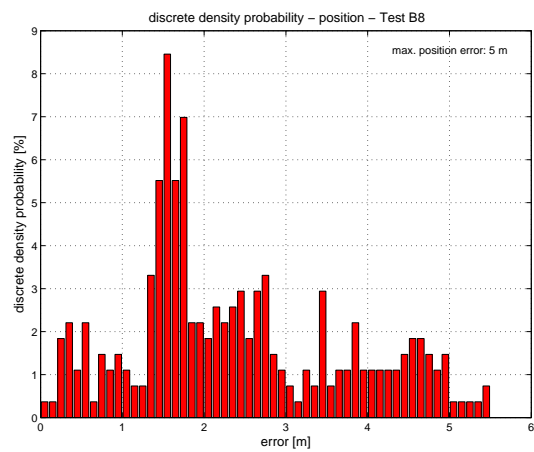


Abb. A.226: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B9 Gyro & Hodometer & GPS

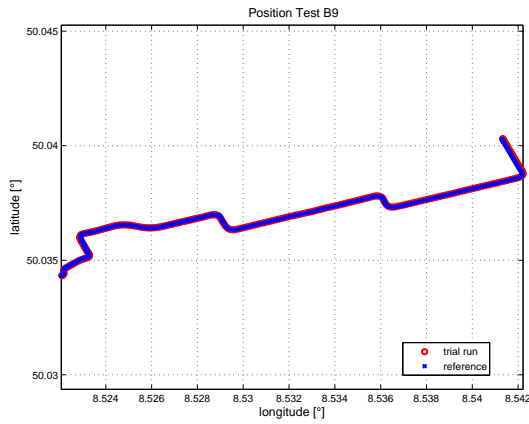


Abb. A.227: Positionsvergleich

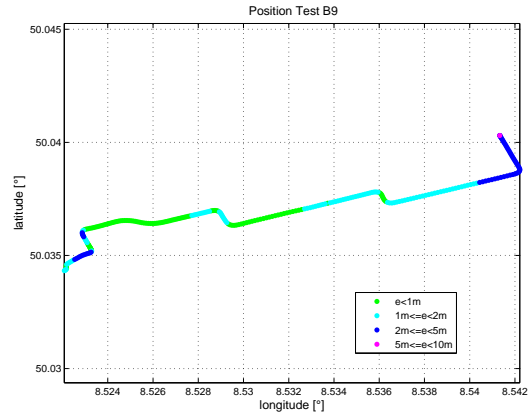


Abb. A.228: Positionsfehler

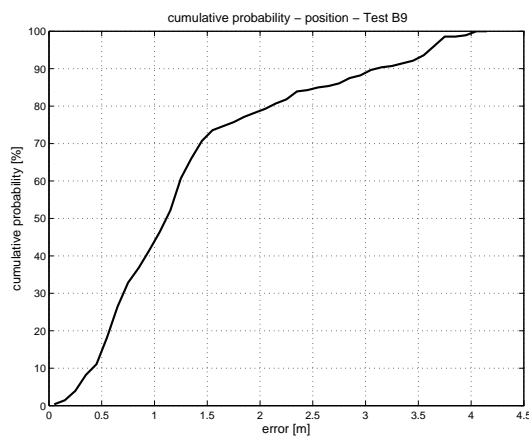


Abb. A.229: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

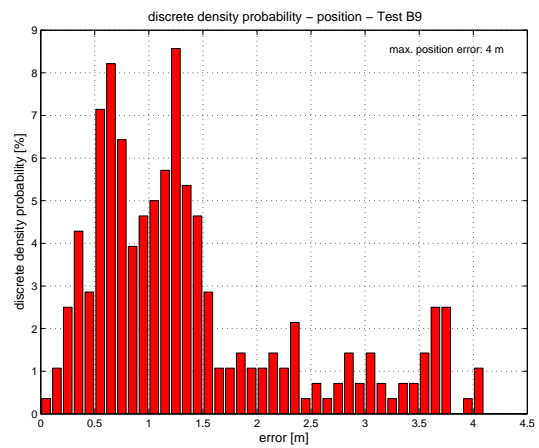


Abb. A.230: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B10 Gyro & Hodometer & GPS

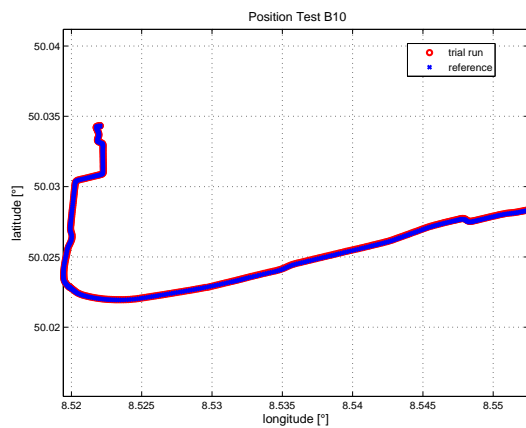


Abb. A.231: Positionsvergleich

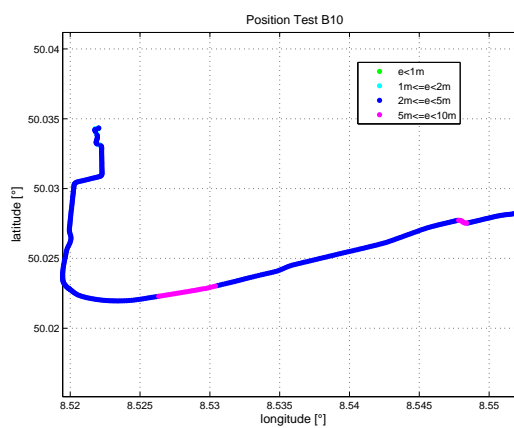


Abb. A.232: Positionsfehler

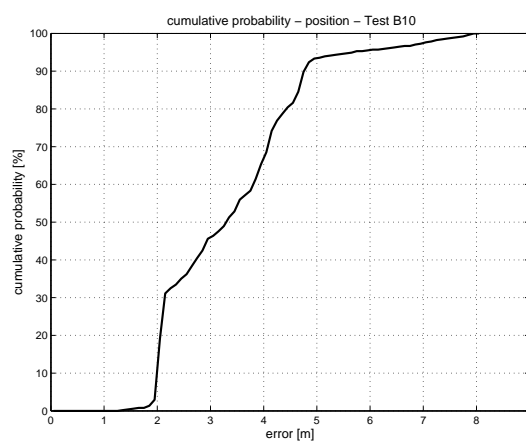


Abb. A.233: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

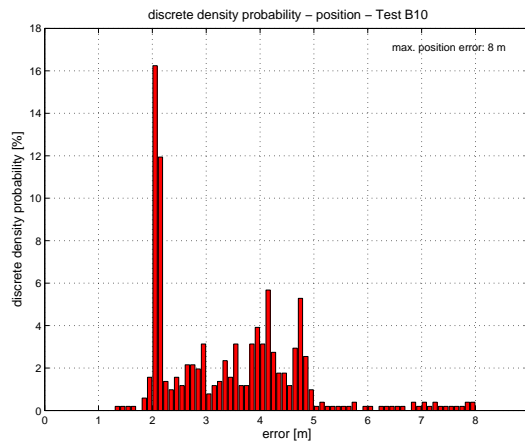


Abb. A.234: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Alle Fahrten: Gyro & H odometer & GPS

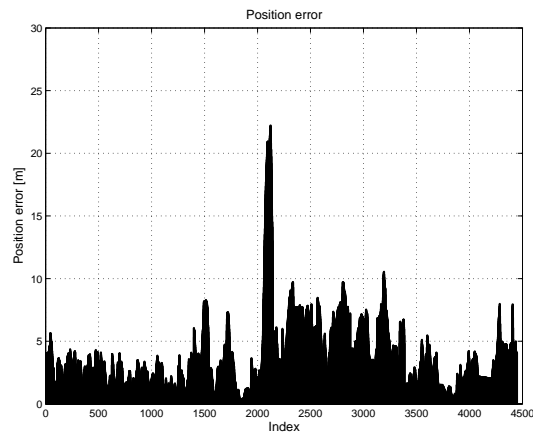


Abb. A.235: Positionsfehler

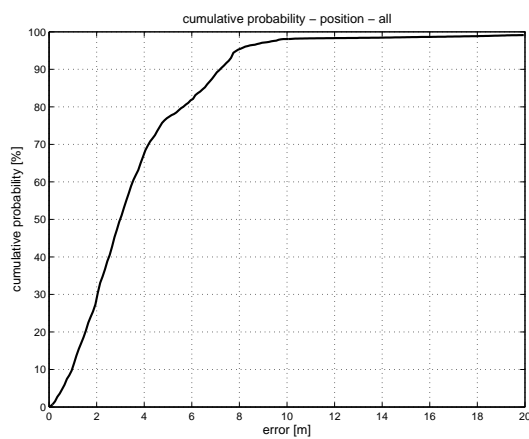


Abb. A.236: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

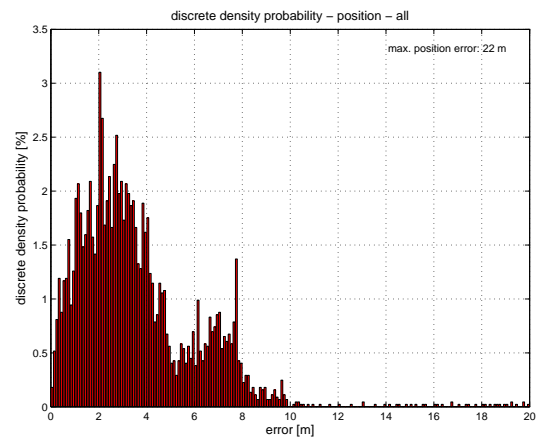


Abb. A.237: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A1 Differential-Hodometer & GPS

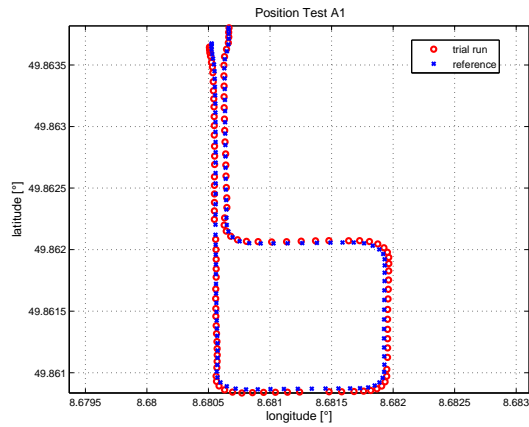


Abb. A.238: Positionsvergleich

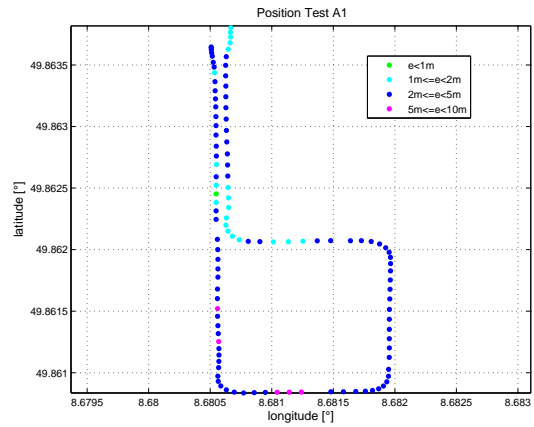


Abb. A.239: Positionsfehler

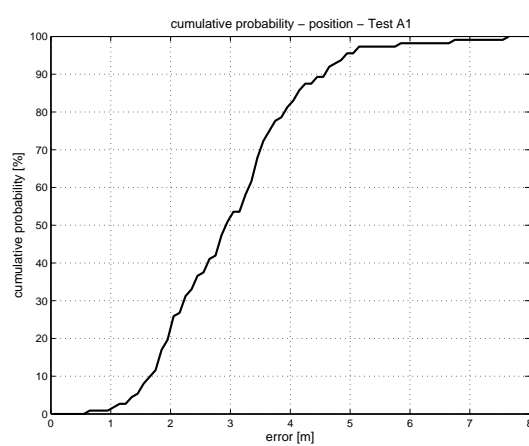


Abb. A.240: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

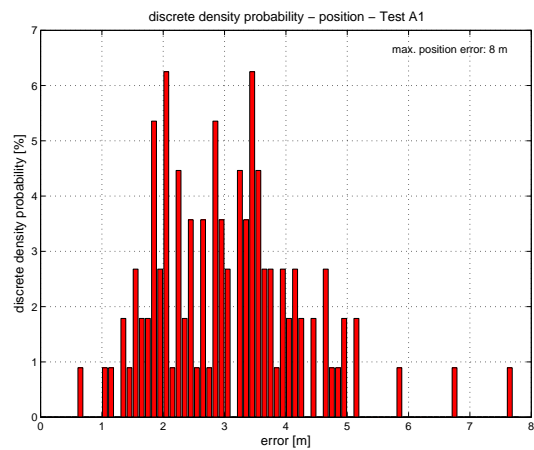


Abb. A.241: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A2 Differential-Hodometer & GPS

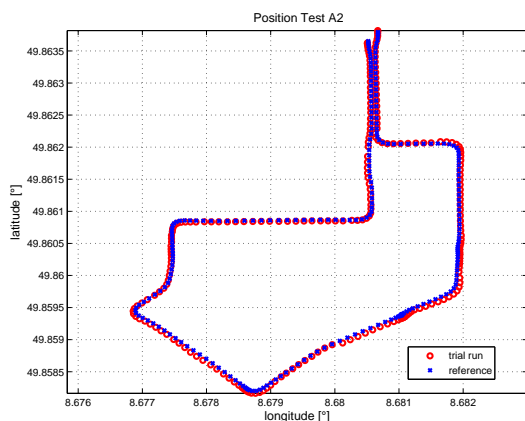


Abb. A.242: Positionsvergleich

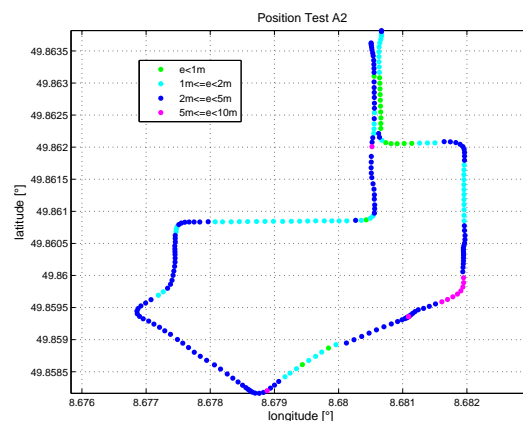


Abb. A.243: Positionsfehler

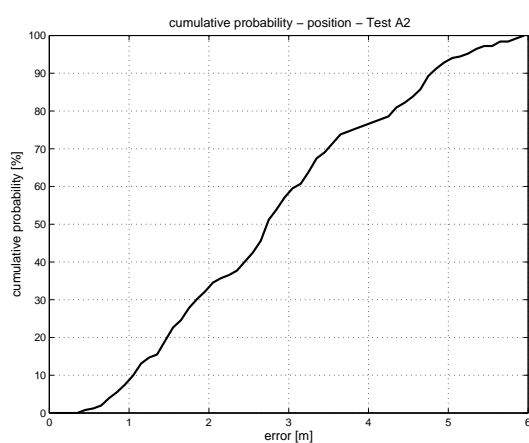


Abb. A.244: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

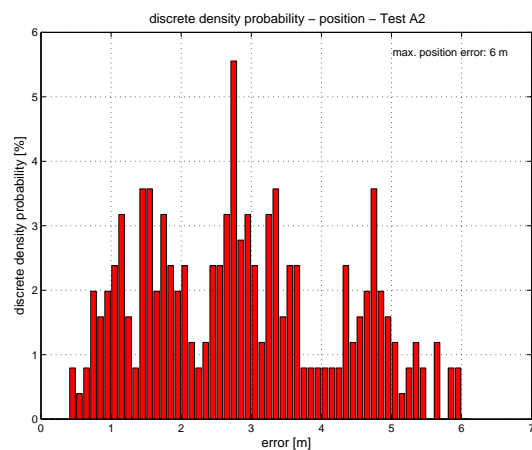


Abb. A.245: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A3 Differential-Hodometer & GPS

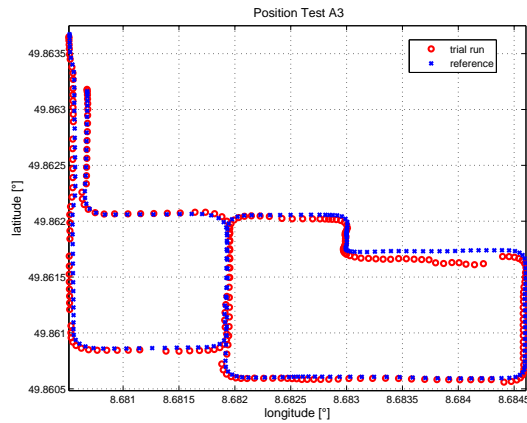


Abb. A.246: Positionsvergleich

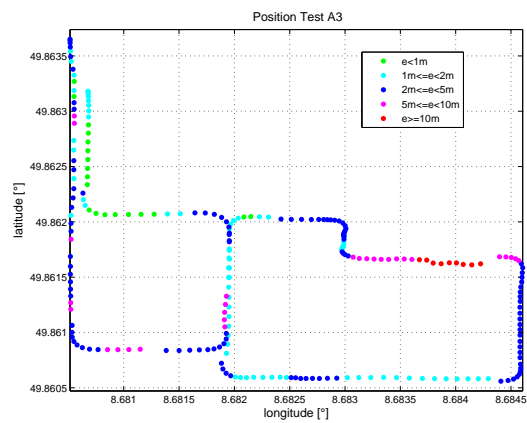


Abb. A.247: Positionsfehler

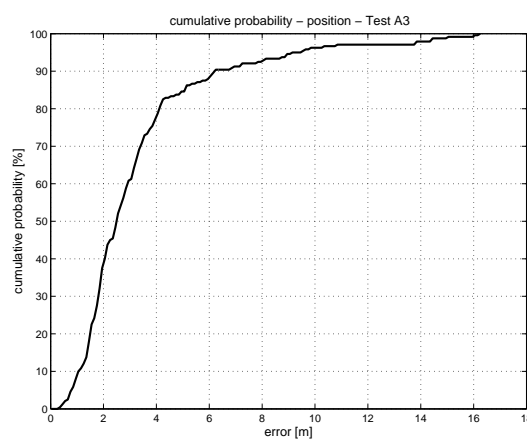


Abb. A.248: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

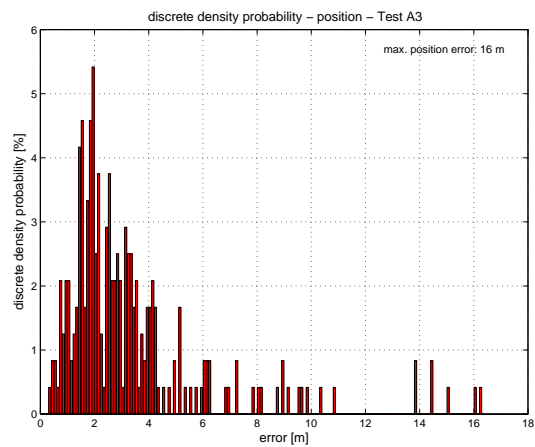


Abb. A.249: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A4 Differential-Hodometer & GPS

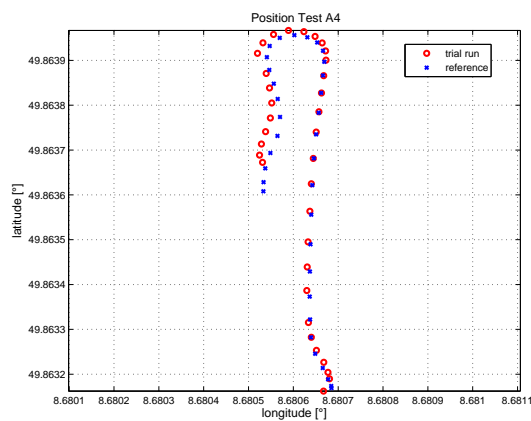


Abb. A.250: Positionsvergleich

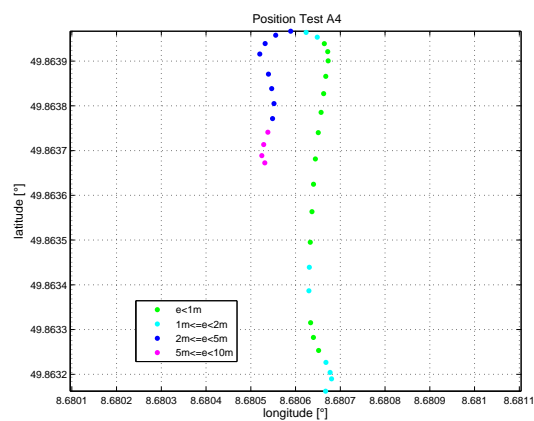


Abb. A.251: Positionsfehler

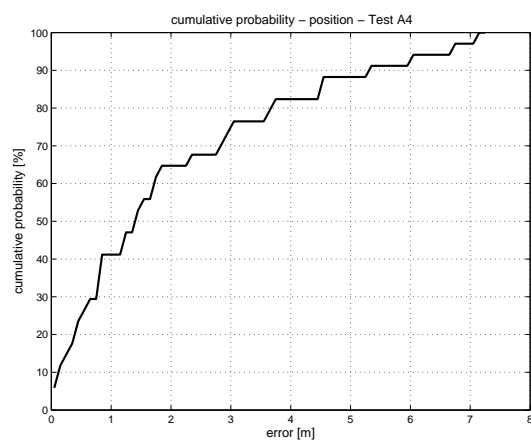


Abb. A.252: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

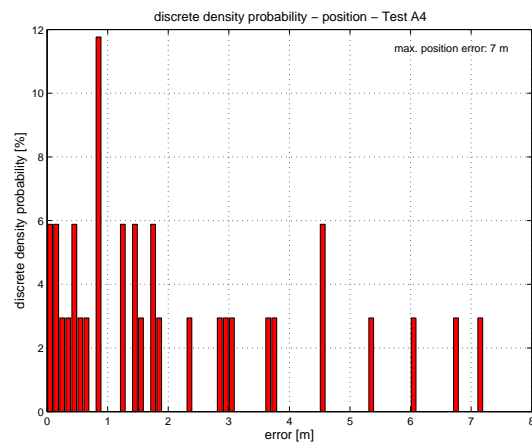


Abb. A.253: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A5 Differential-Hodometer & GPS

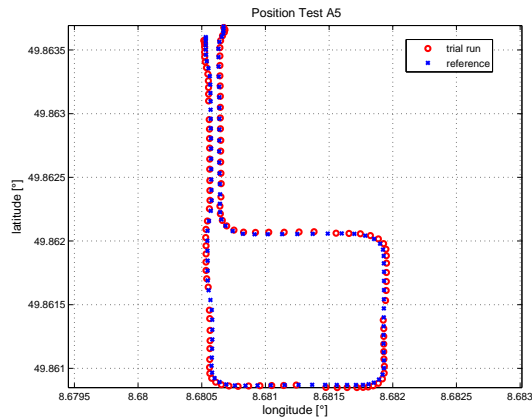


Abb. A.254: Positionsvergleich

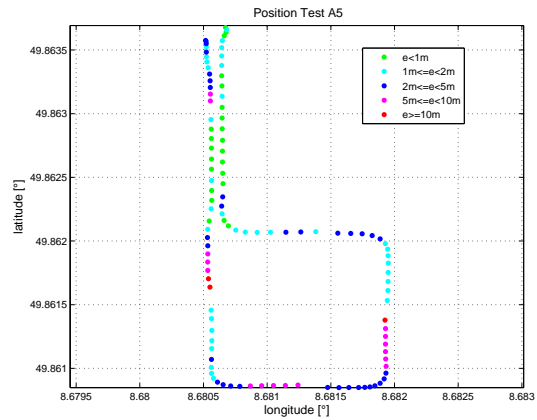


Abb. A.255: Positionsfehler

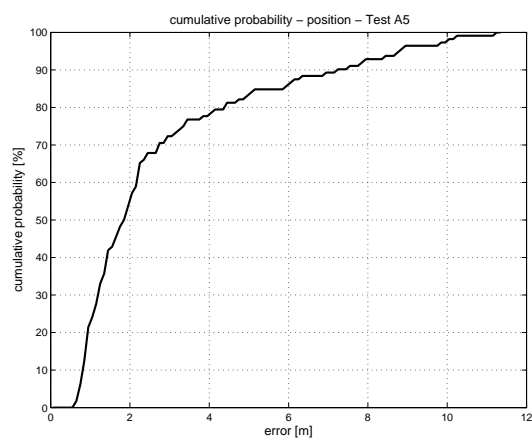


Abb. A.256: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

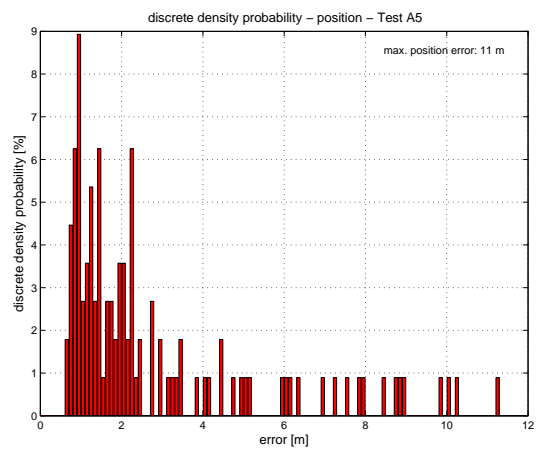


Abb. A.257: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A6 Differential-Hodometer & GPS

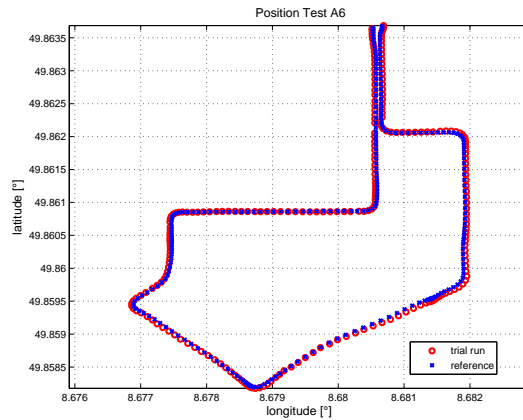


Abb. A.258: Positionsvergleich

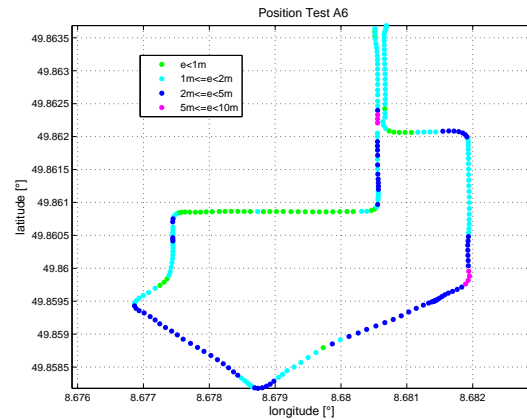


Abb. A.259: Positionsfehler

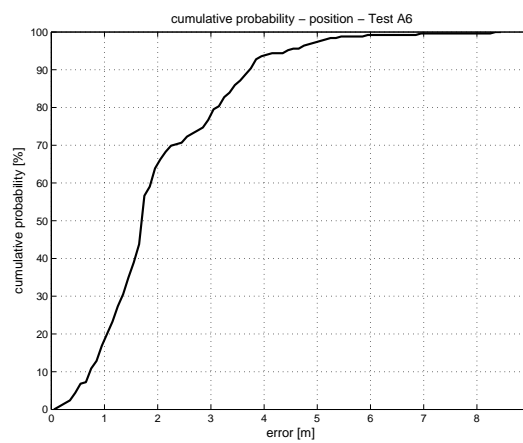


Abb. A.260: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

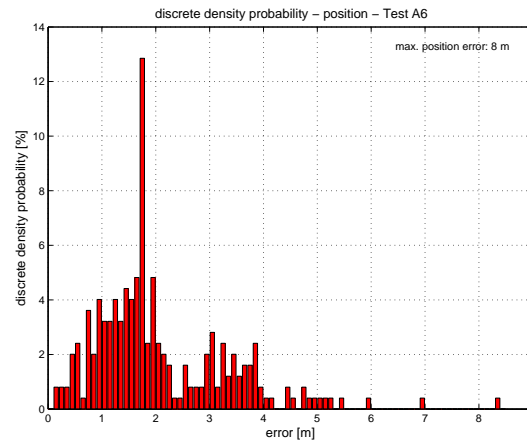


Abb. A.261: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A7 Differential-Hodometer & GPS

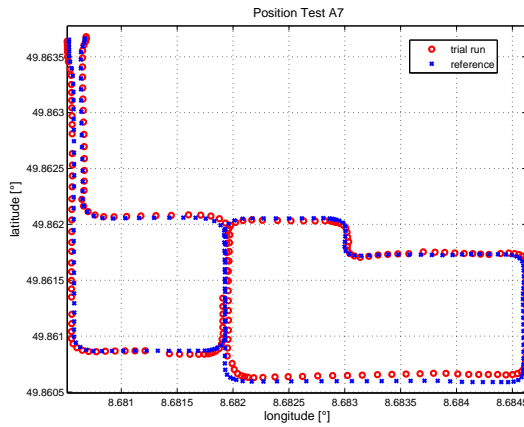


Abb. A.262: Positionsvergleich

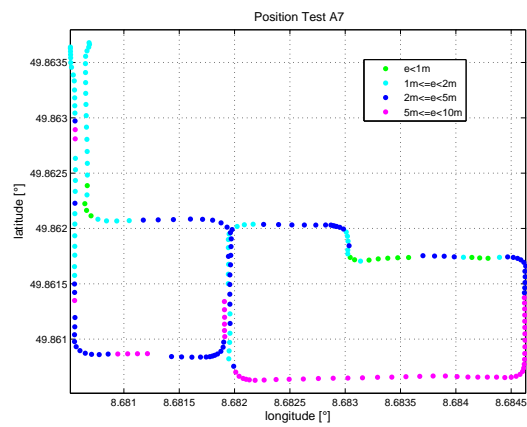


Abb. A.263: Positionsfehler

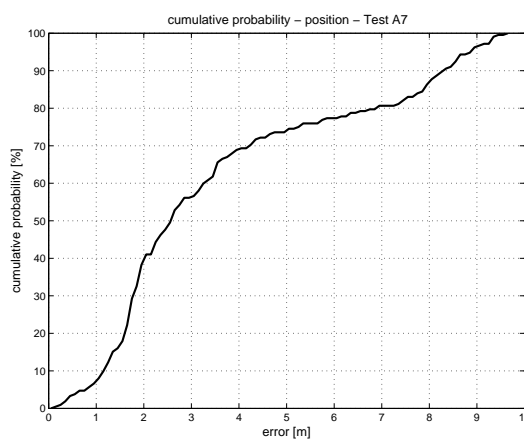


Abb. A.264: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

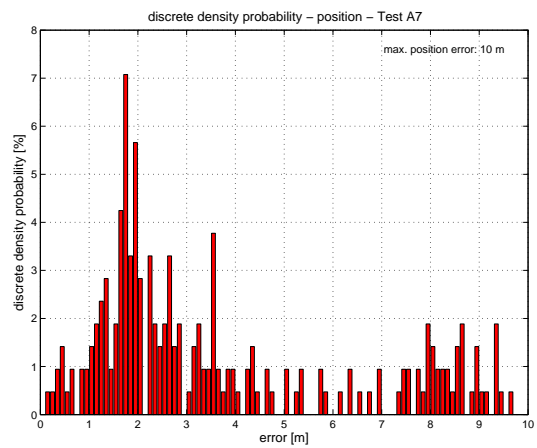


Abb. A.265: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A8 Differential-Hodometer & GPS

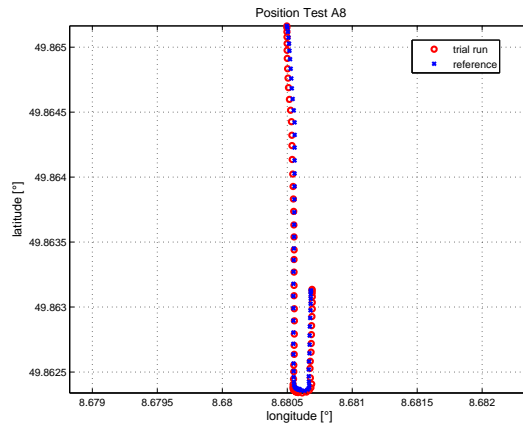


Abb. A.266: Positionsvergleich

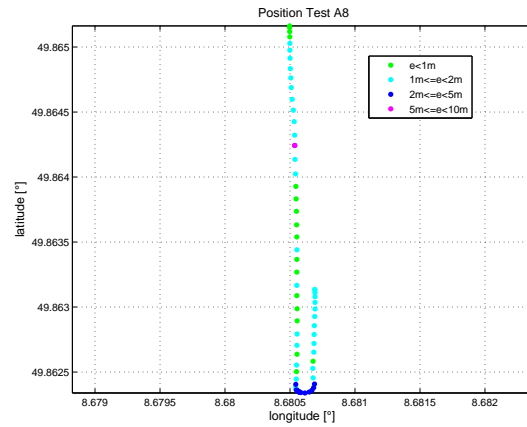


Abb. A.267: Positionsfehler

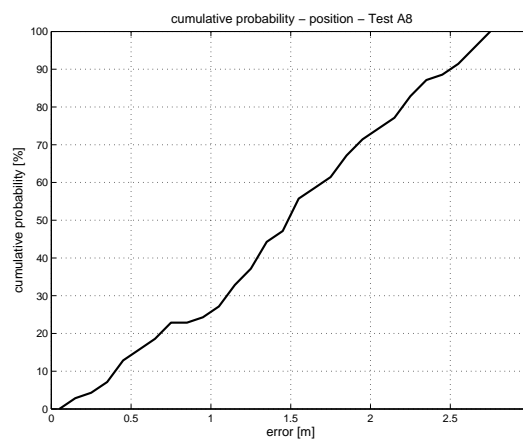


Abb. A.268: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

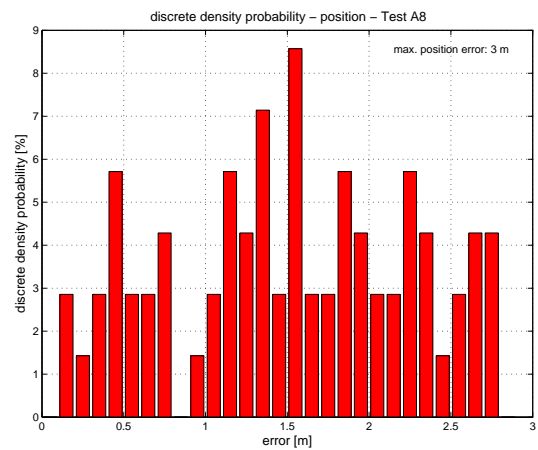


Abb. A.269: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A9 Differential-Hodometer & GPS

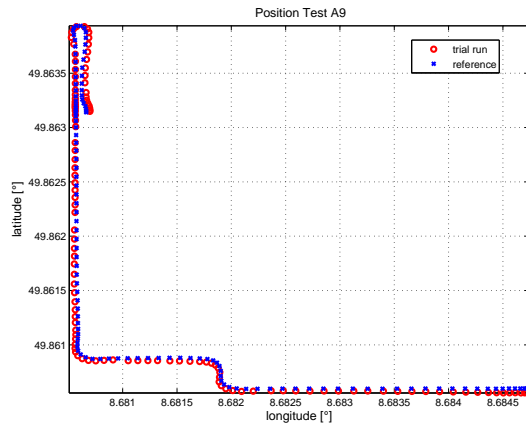


Abb. A.270: Positionsvergleich

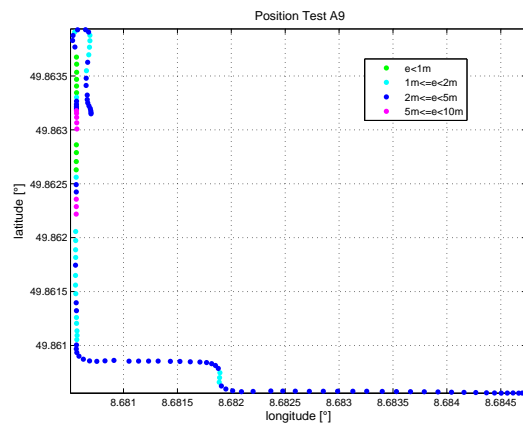


Abb. A.271: Positionsfehler

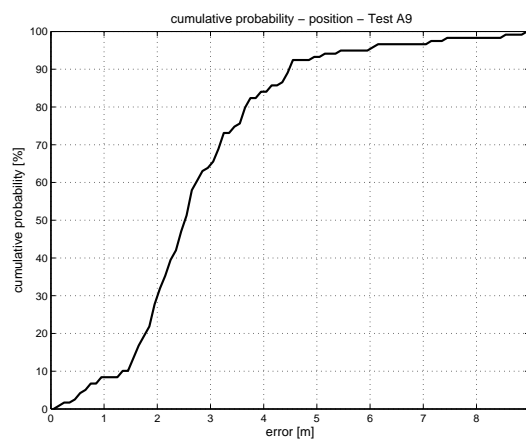


Abb. A.272: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

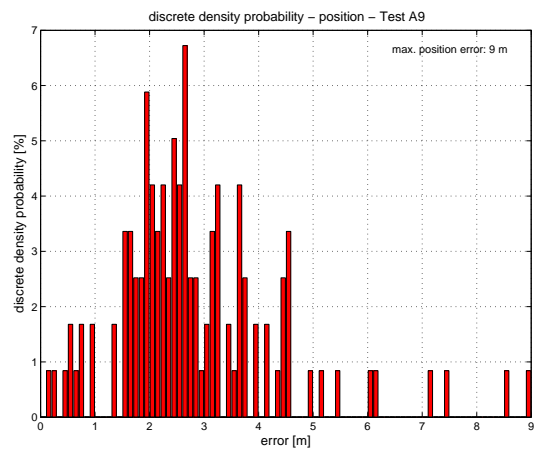


Abb. A.273: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B1 Differential-Hodometer & GPS

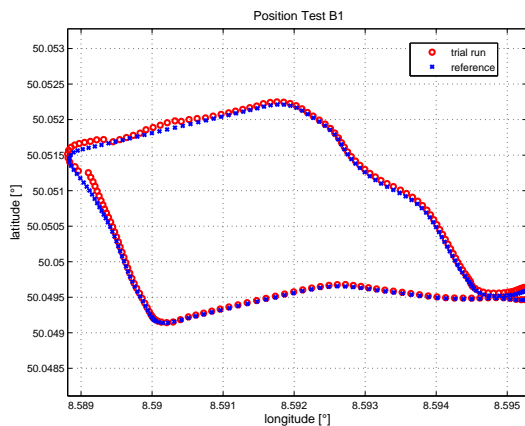


Abb. A.274: Positionsvergleich

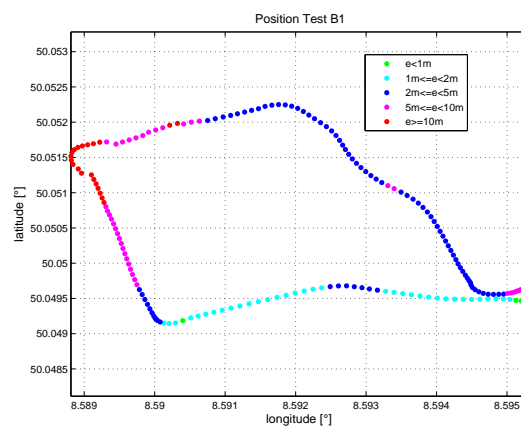


Abb. A.275: Positionsfehler

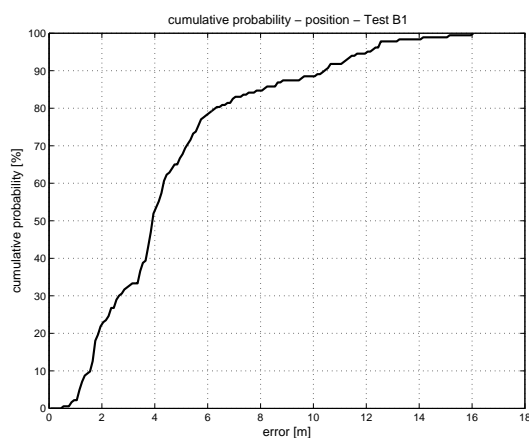


Abb. A.276: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

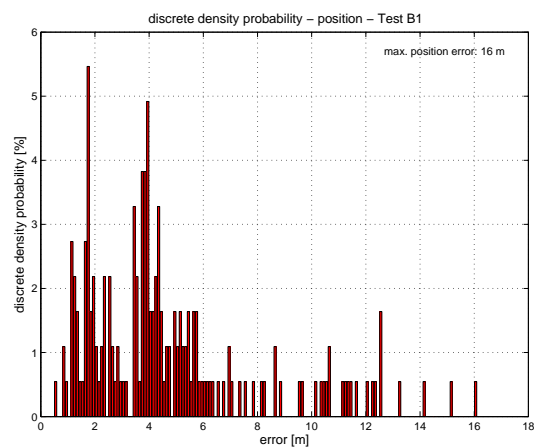


Abb. A.277: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B2 Differential-Hodometer & GPS

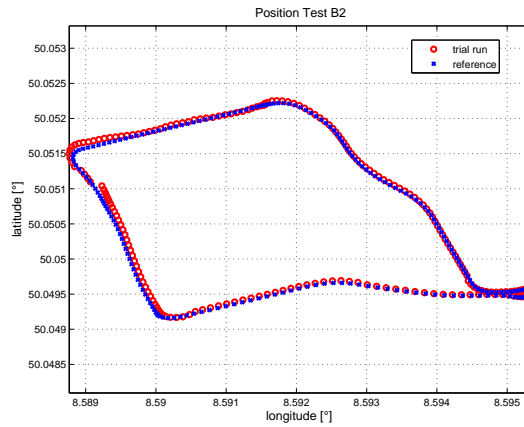


Abb. A.278: Positionsvergleich

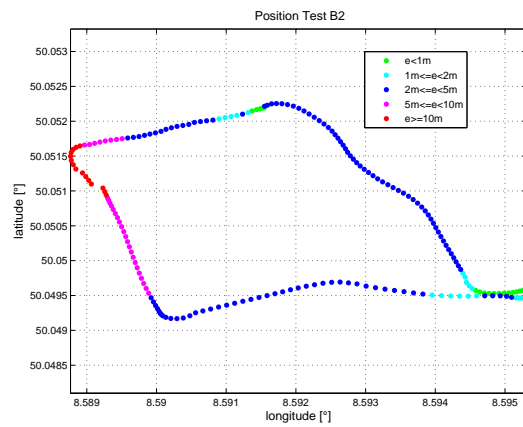


Abb. A.279: Positionsfehler

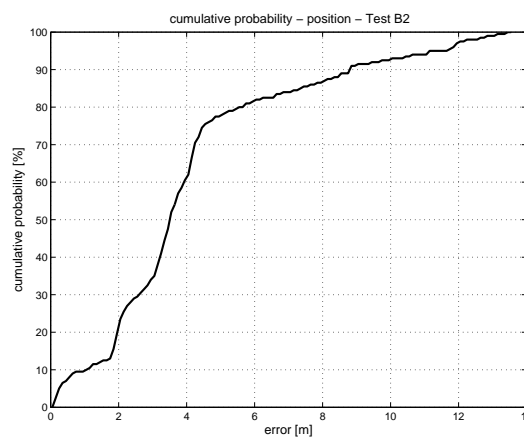


Abb. A.280: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

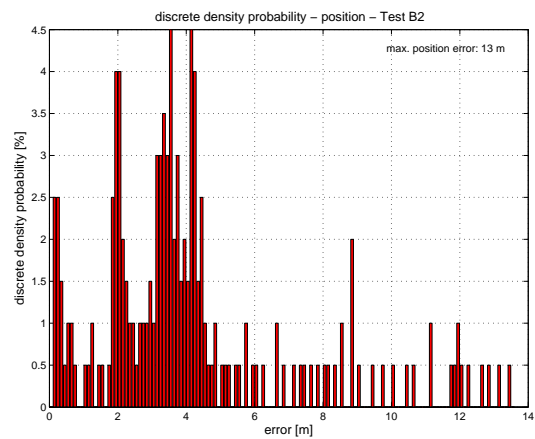


Abb. A.281: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B3 Differential-Hodometer & GPS

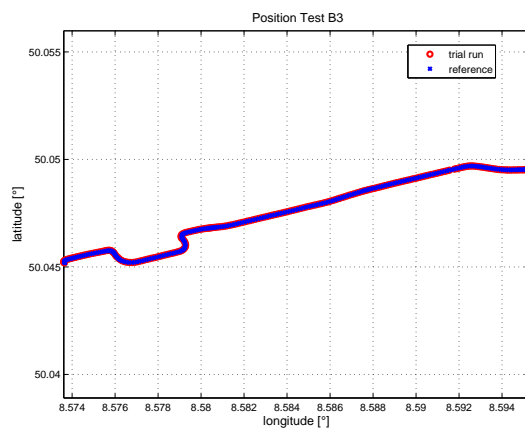


Abb. A.282: Positionsvergleich

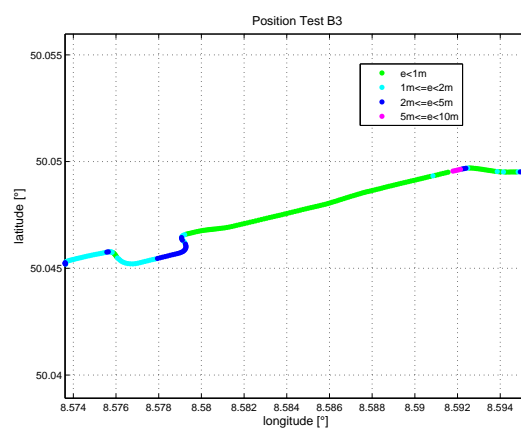


Abb. A.283: Positionsfehler

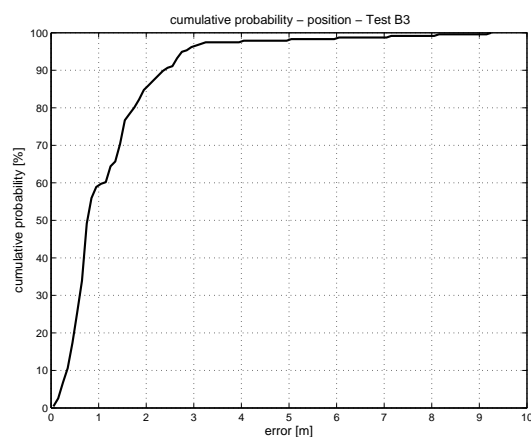


Abb. A.284: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

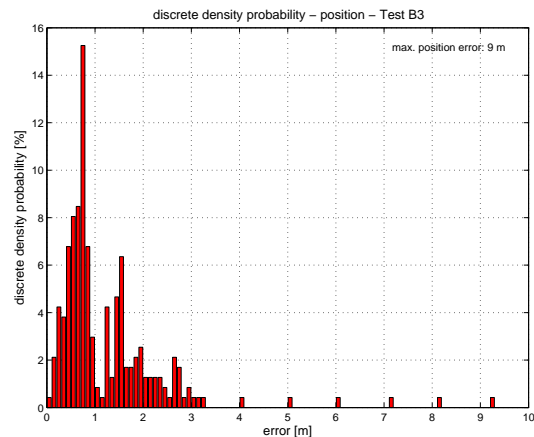


Abb. A.285: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B4 Differential-Hodometer & GPS

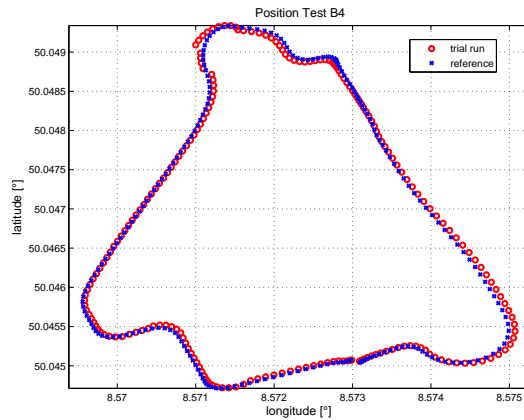


Abb. A.286: Positionsvergleich

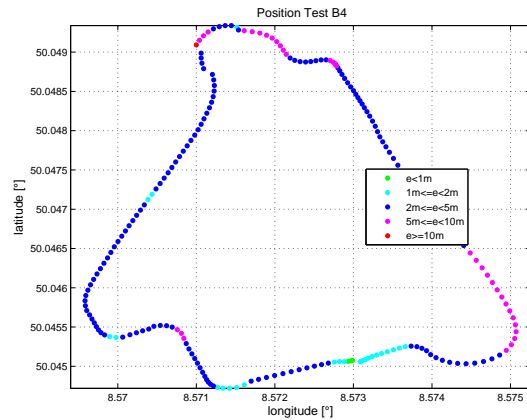


Abb. A.287: Positionsfehler

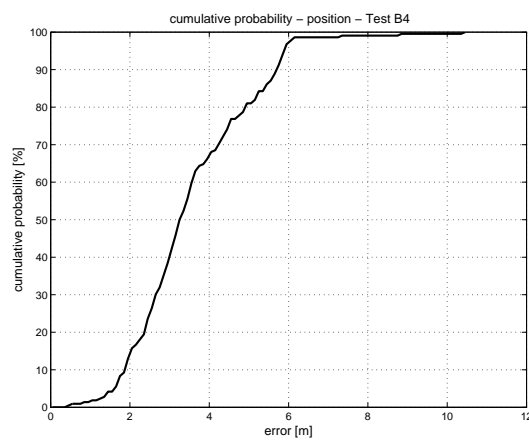


Abb. A.288: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

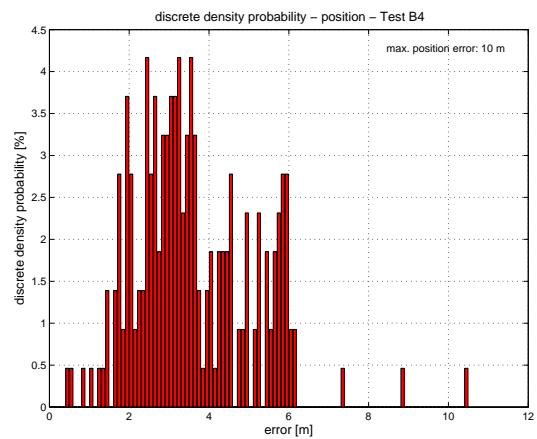


Abb. A.289: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B5 Differential-Hodometer & GPS

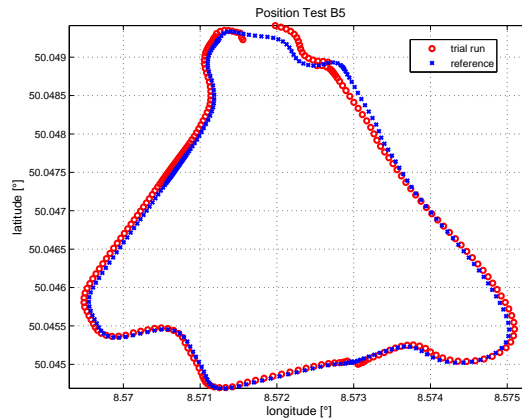


Abb. A.290: Positionsvergleich

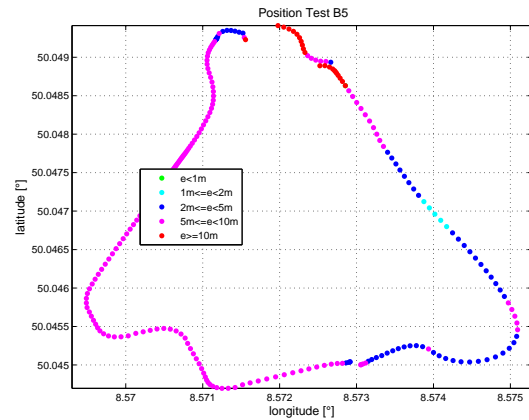


Abb. A.291: Positionsfehler

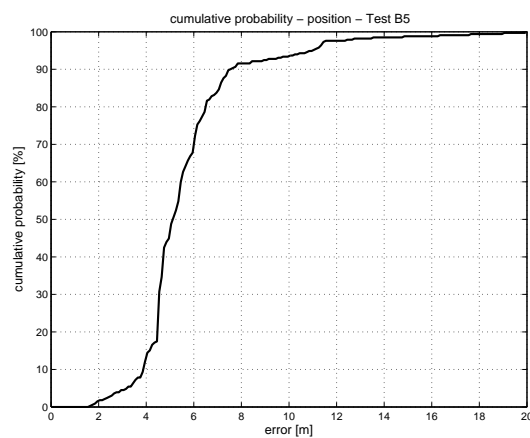


Abb. A.292: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

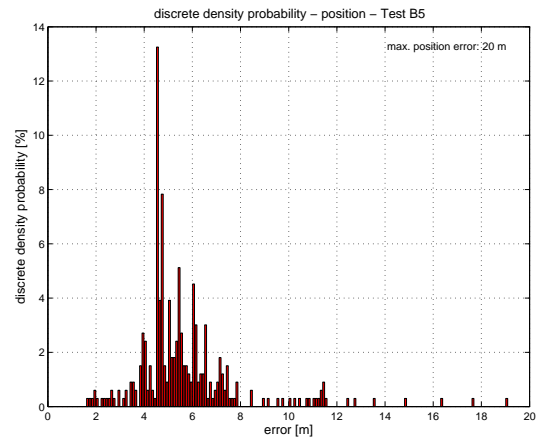


Abb. A.293: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B6 Differential-Hodometer & GPS

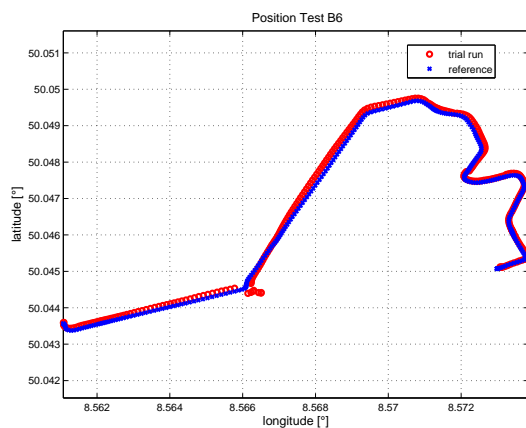


Abb. A.294: Positionsvergleich

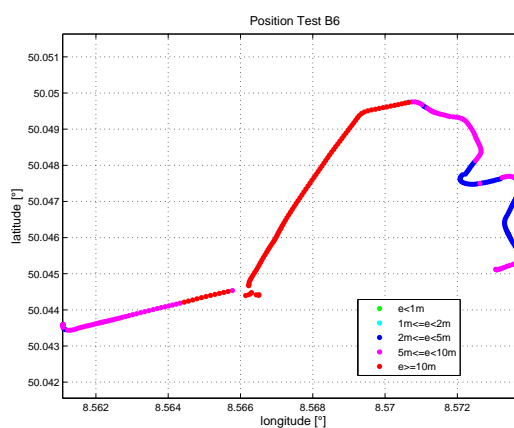


Abb. A.295: Positionsfehler

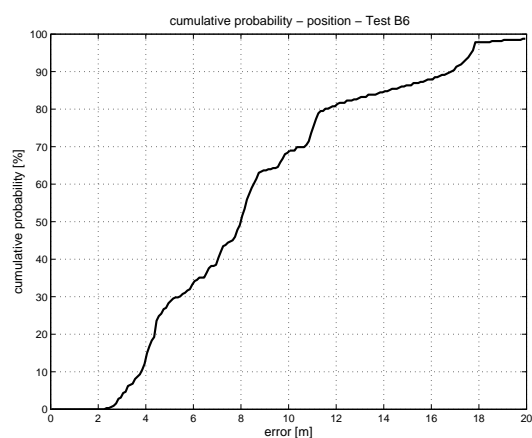


Abb. A.296: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

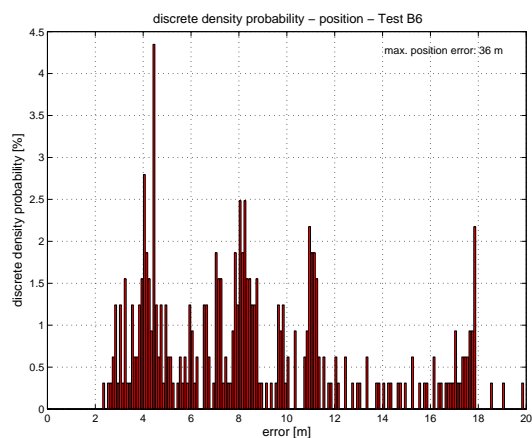


Abb. A.297: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B7 Differential-Hodometer & GPS

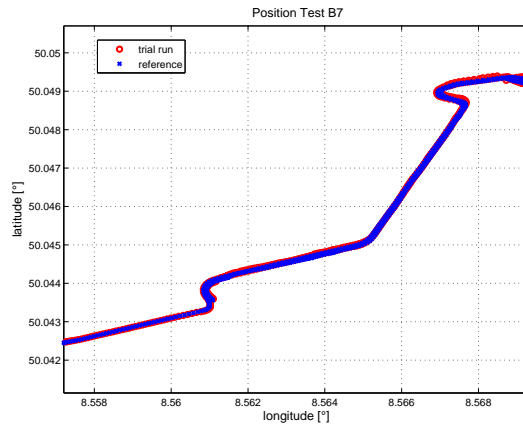


Abb. A.298: Positionsvergleich

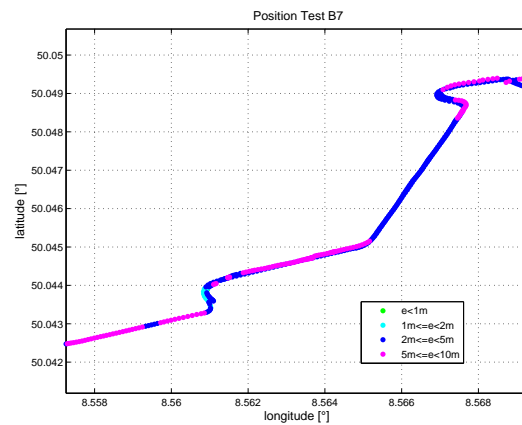


Abb. A.299: Positionsfehler

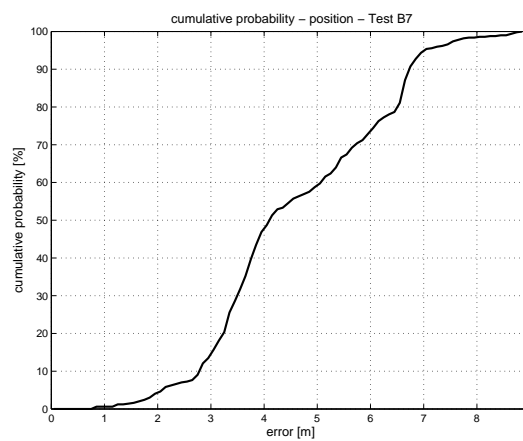


Abb. A.300: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

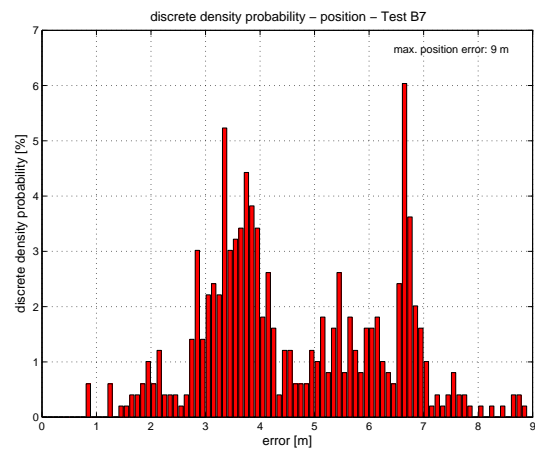


Abb. A.301: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B8 Differential-Hodometer & GPS

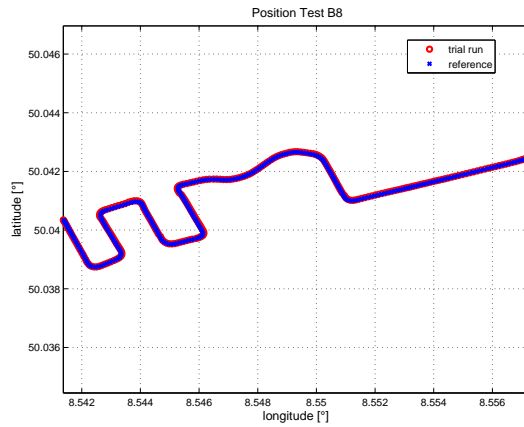


Abb. A.302: Positionsvergleich

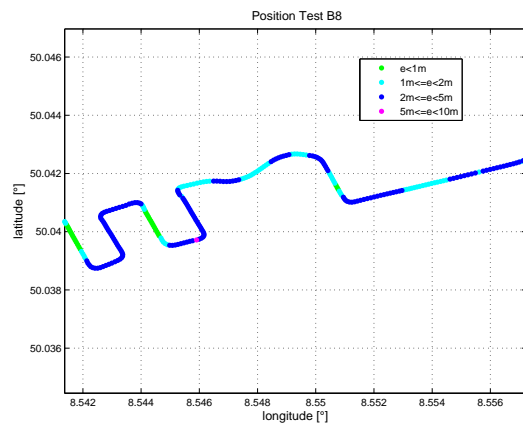


Abb. A.303: Positionsfehler

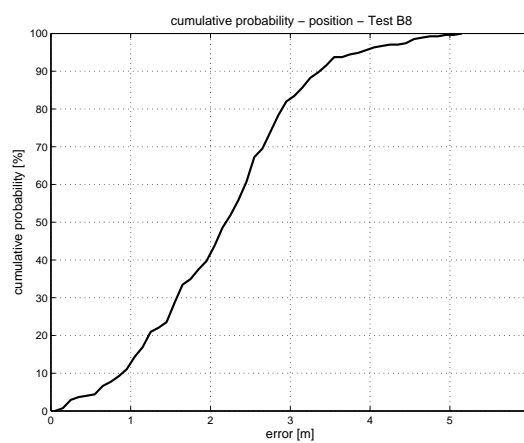


Abb. A.304: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

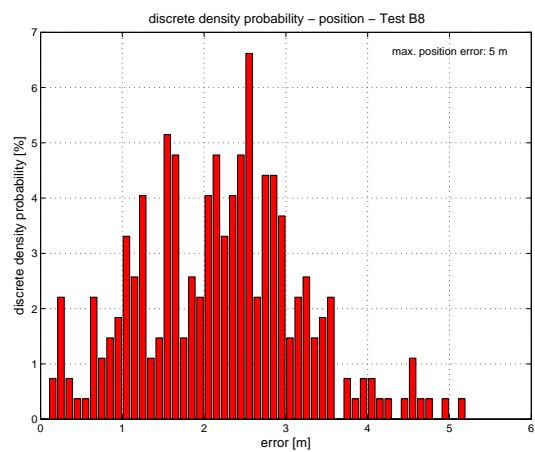


Abb. A.305: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B9 Differential-Hodometer & GPS

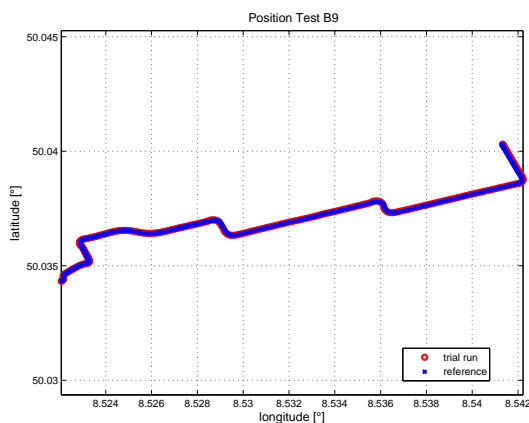


Abb. A.306: Positionsvergleich

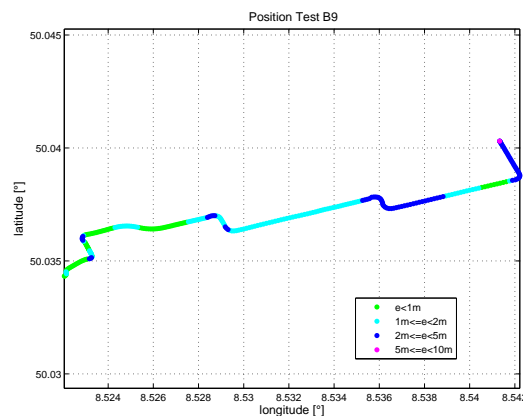


Abb. A.307: Positionsfehler

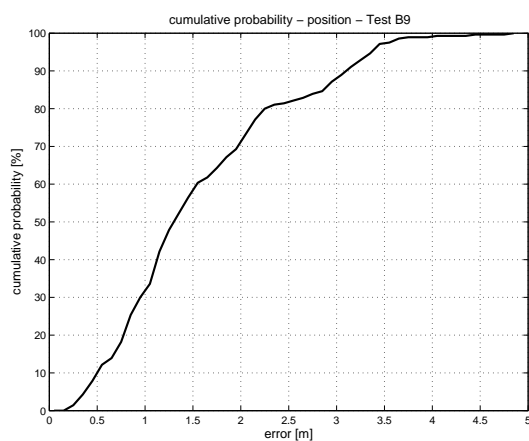


Abb. A.308: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

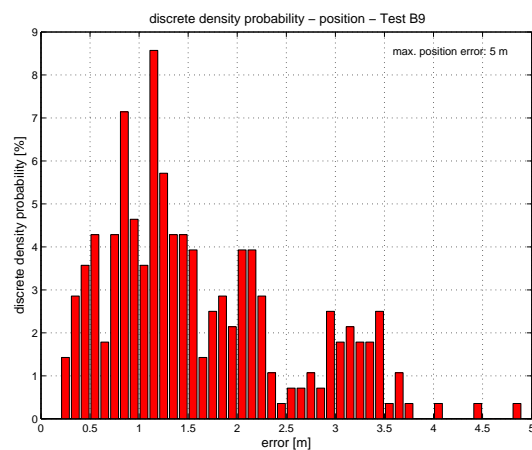


Abb. A.309: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B10 Differential-Hodometer & GPS

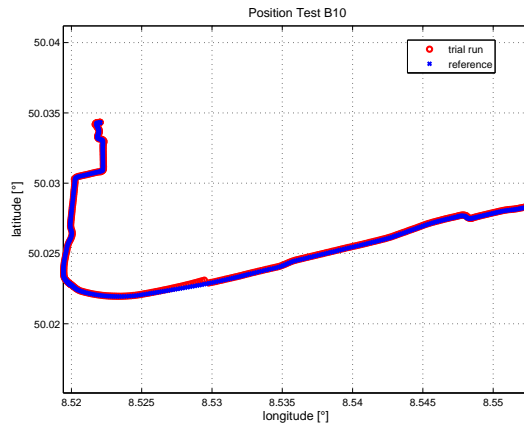


Abb. A.310: Positionsvergleich

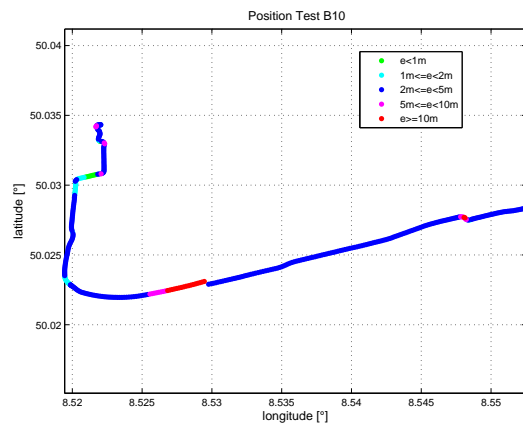


Abb. A.311: Positionsfehler

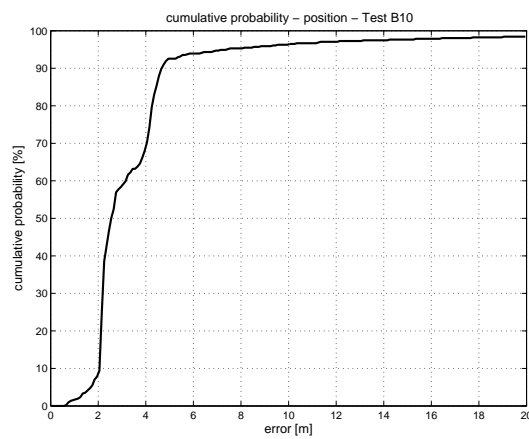


Abb. A.312: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

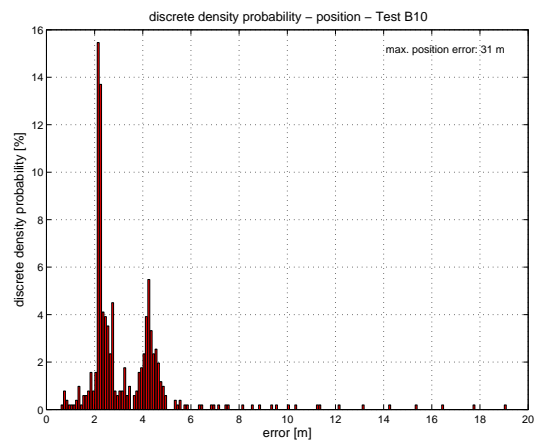


Abb. A.313: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Alle Fahrten: Differential-Hodometer & GPS

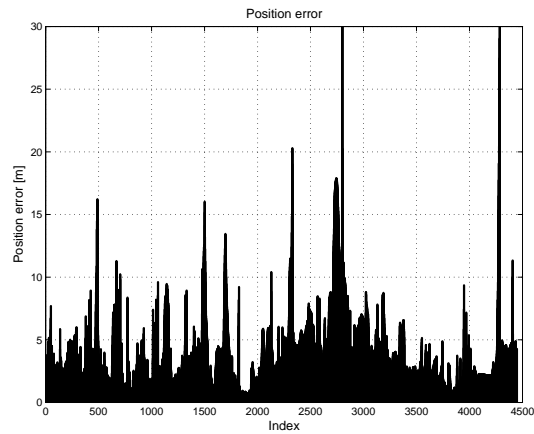


Abb. A.314: Positionsfehler

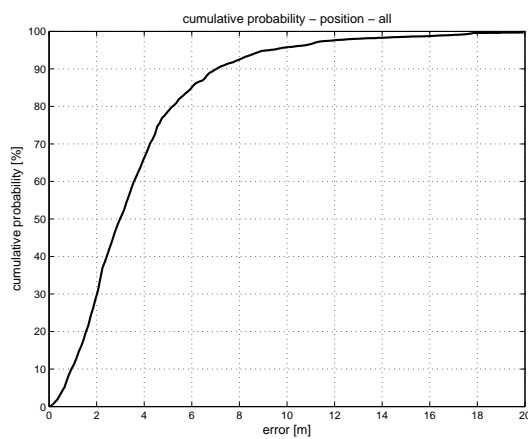


Abb. A.315: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

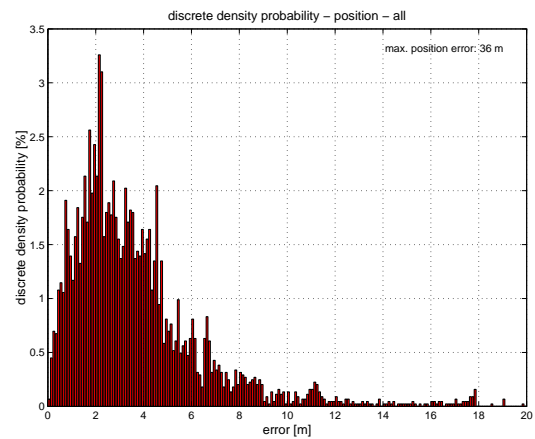


Abb. A.316: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A1 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

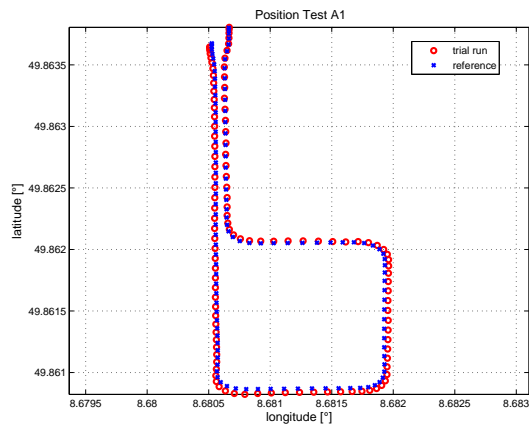


Abb. A.317: Positionsvergleich

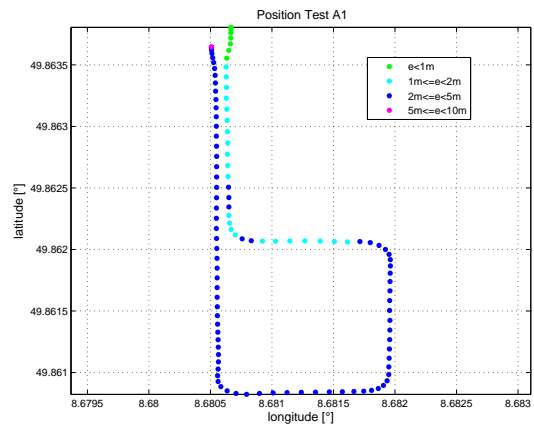


Abb. A.318: Positionsfehler

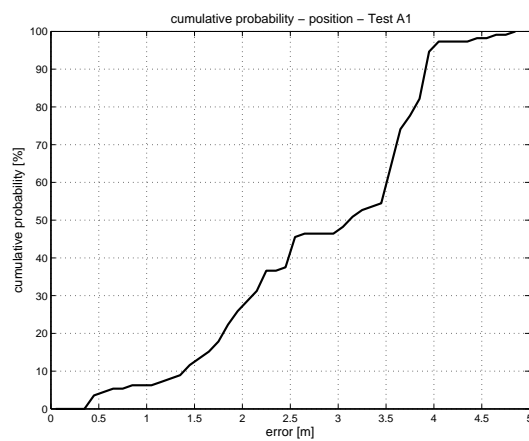


Abb. A.319: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

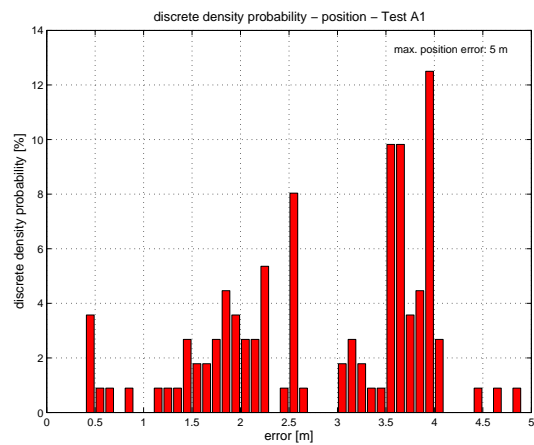


Abb. A.320: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A2 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

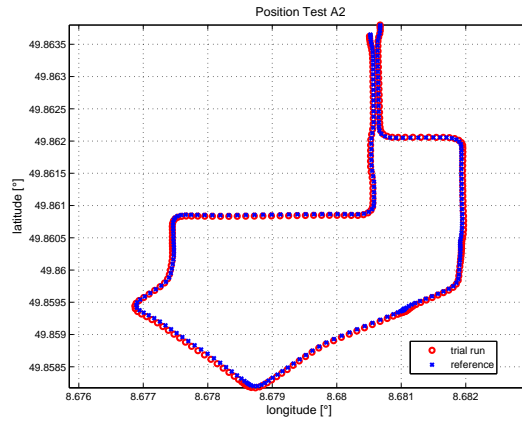


Abb. A.321: Positionsvergleich

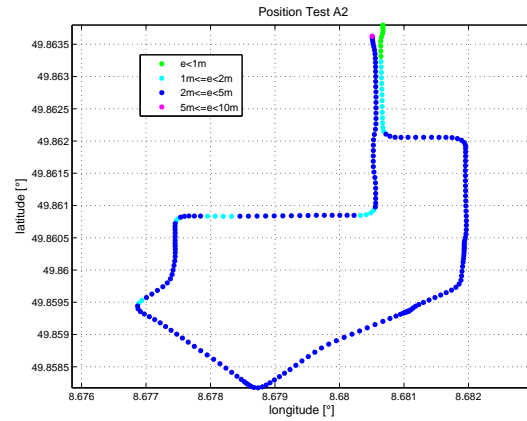


Abb. A.322: Positionsfehler

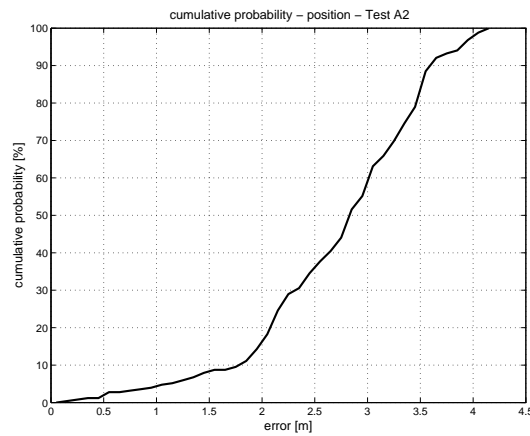


Abb. A.323: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

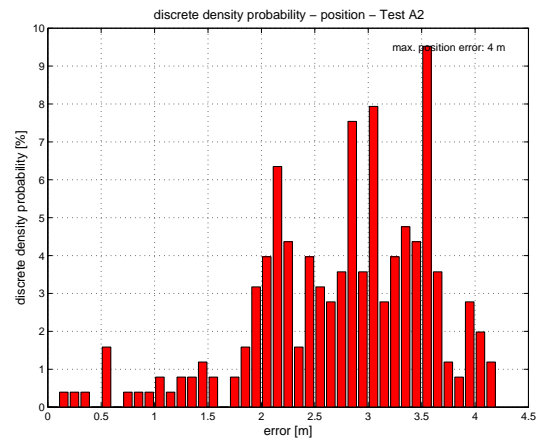


Abb. A.324: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A3 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

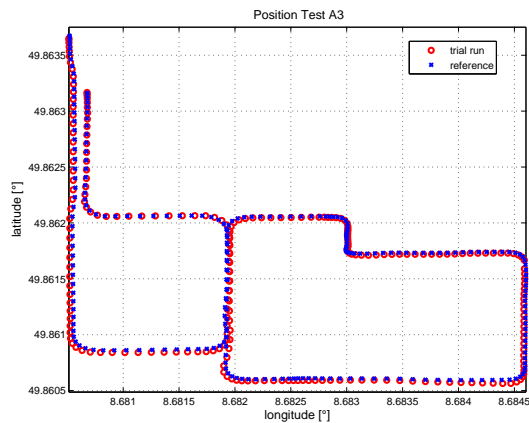


Abb. A.325: Positionsvergleich

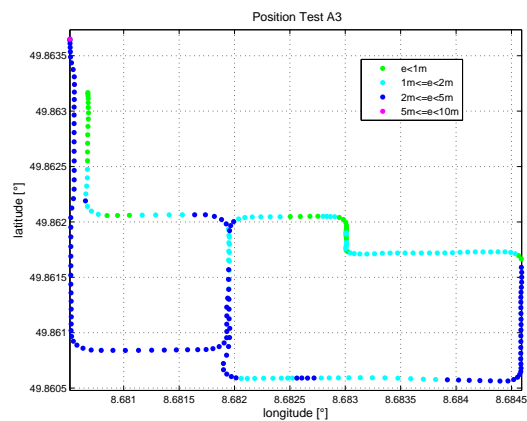


Abb. A.326: Positionsfehler

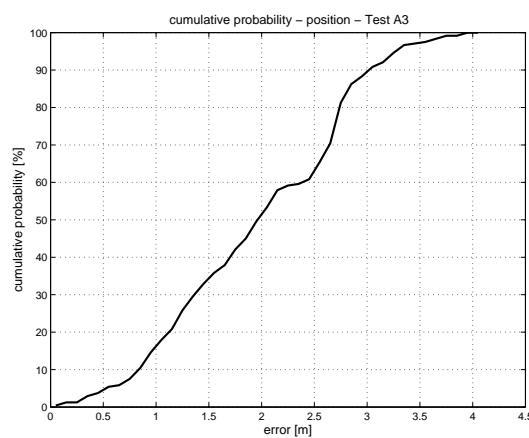


Abb. A.327: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

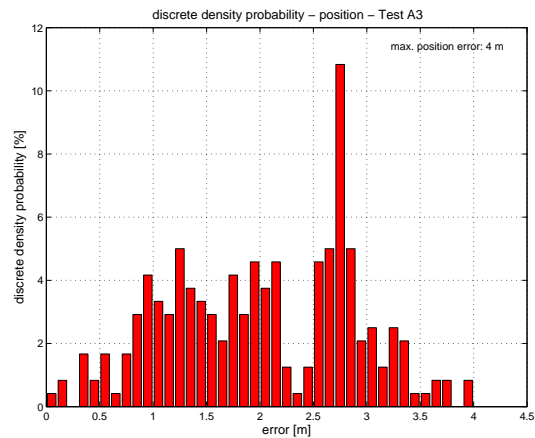


Abb. A.328: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A4 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

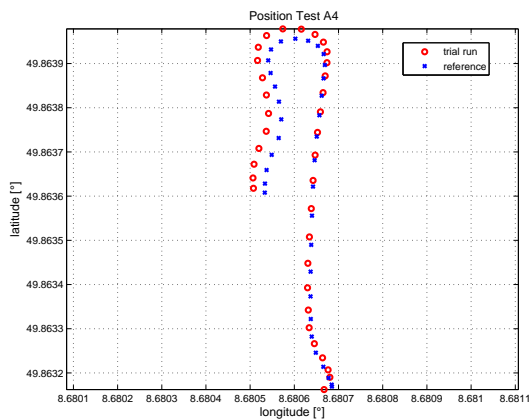


Abb. A.329: Positionsvergleich

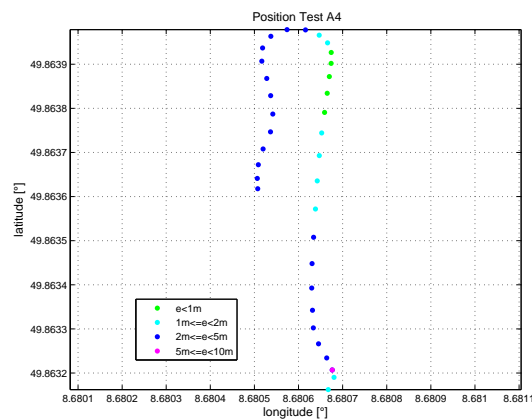


Abb. A.330: Positionsfehler

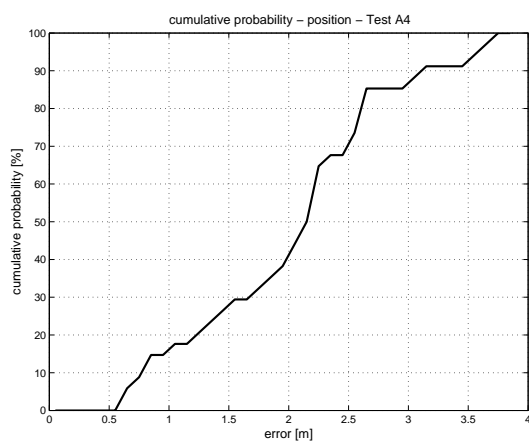


Abb. A.331: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

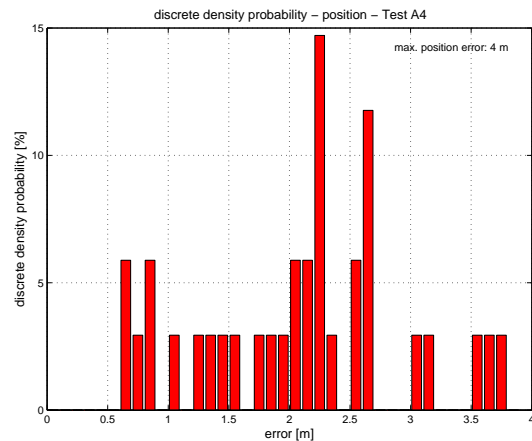


Abb. A.332: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A5 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

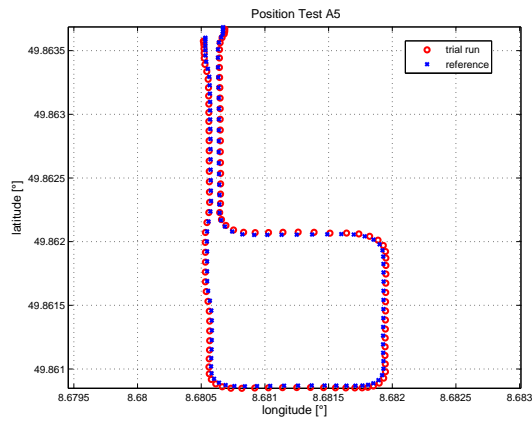


Abb. A.333: Positionsvergleich

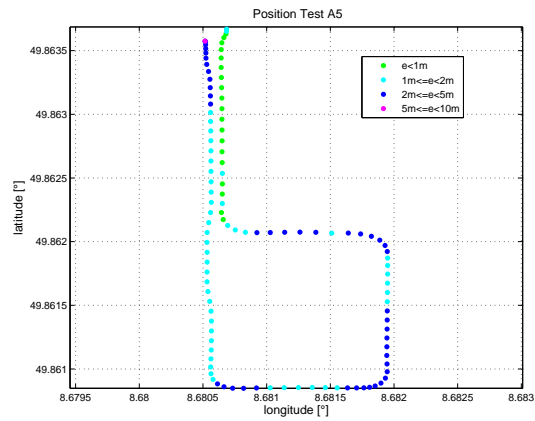


Abb. A.334: Positionsfehler

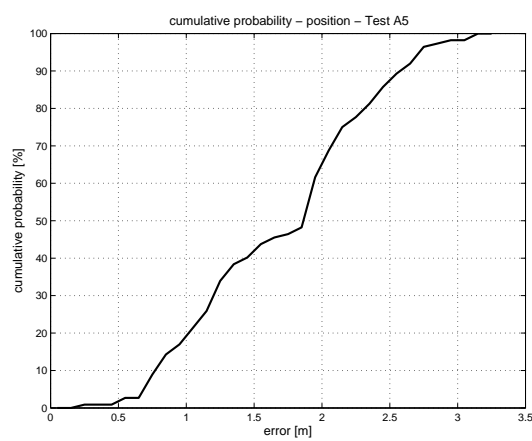


Abb. A.335: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

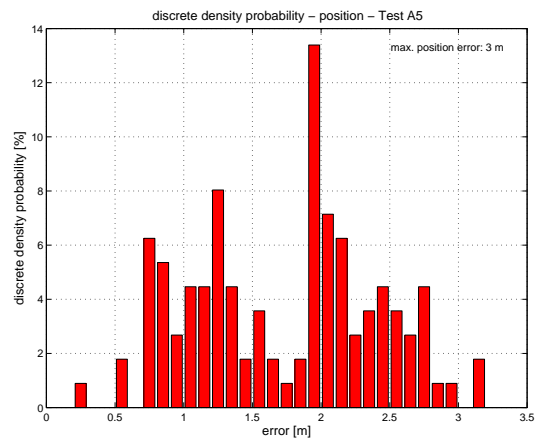


Abb. A.336: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A6 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

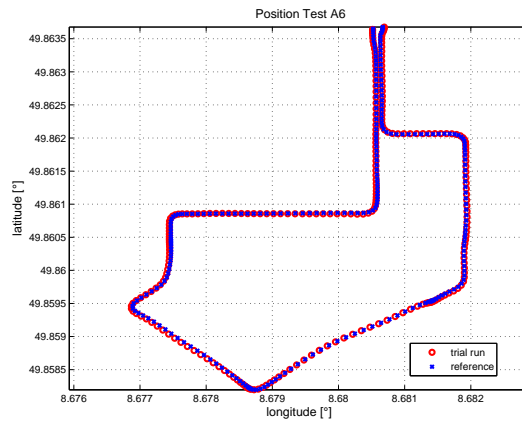


Abb. A.337: Positionsvergleich

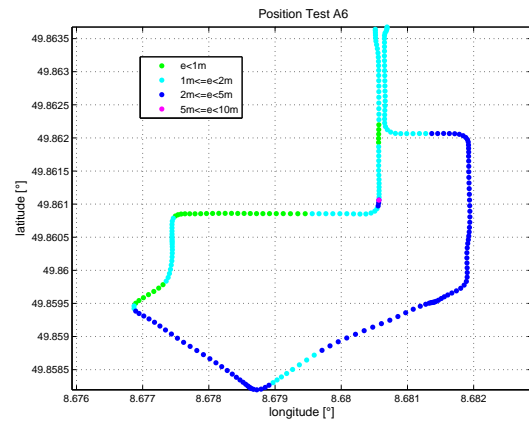


Abb. A.338: Positionsfehler

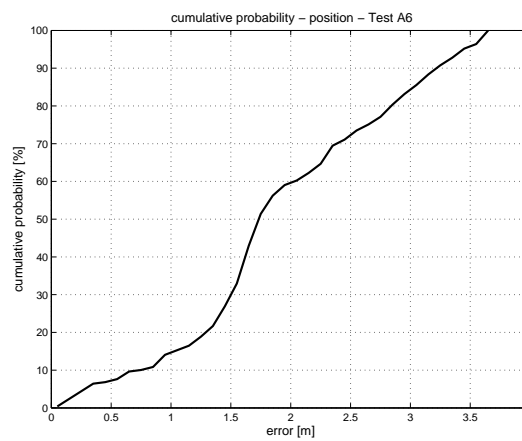


Abb. A.339: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

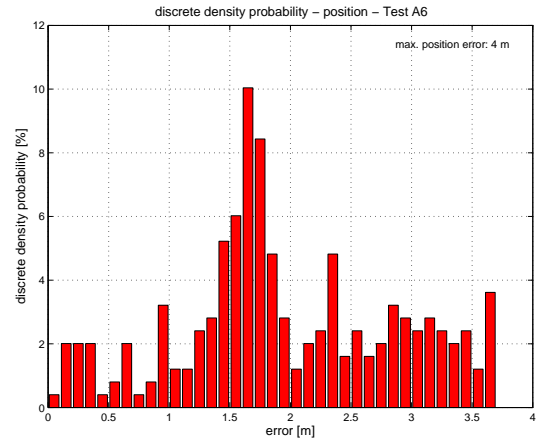


Abb. A.340: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A7 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

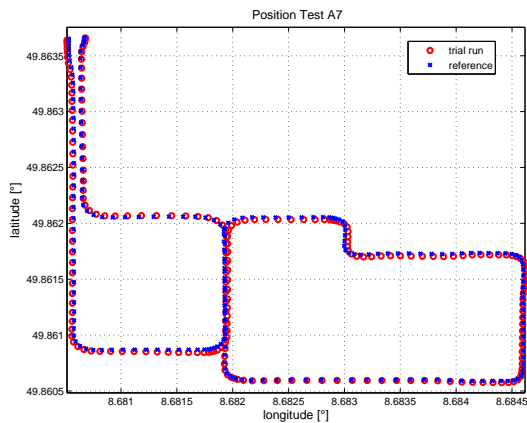


Abb. A.341: Positionsvergleich

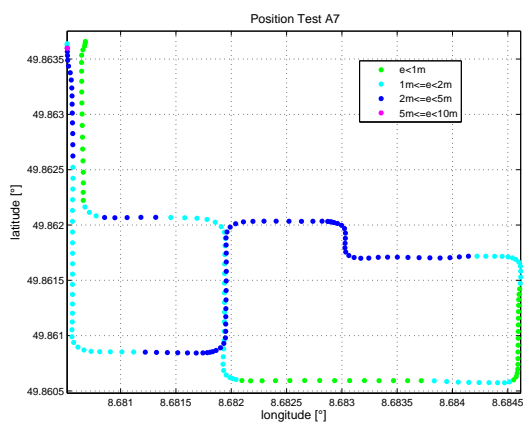


Abb. A.342: Positionsfehler

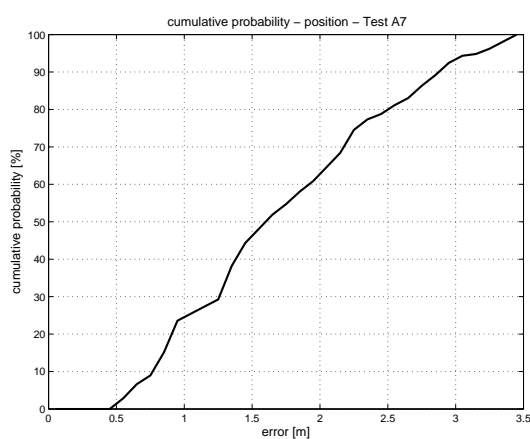


Abb. A.343: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

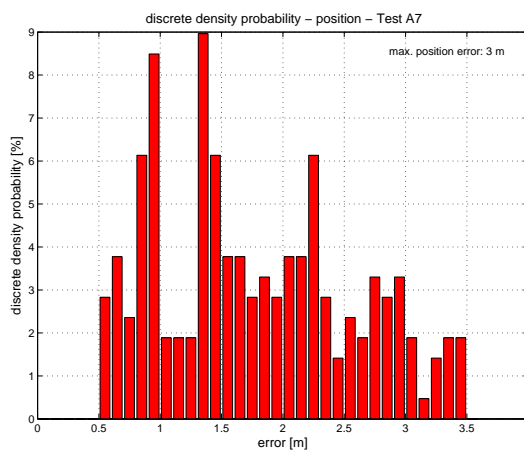


Abb. A.344: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A8 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

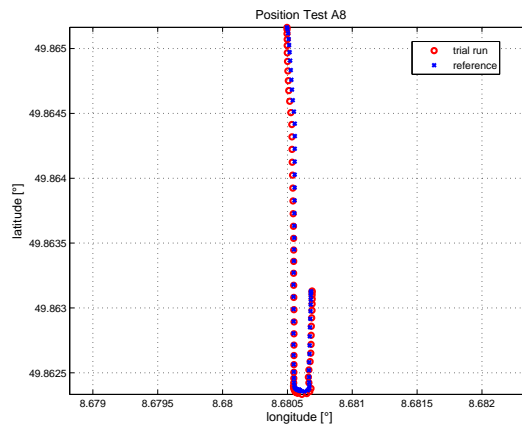


Abb. A.345: Positionsvergleich

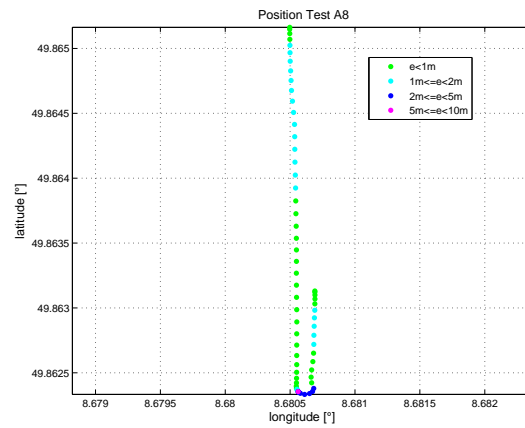


Abb. A.346: Positionsfehler

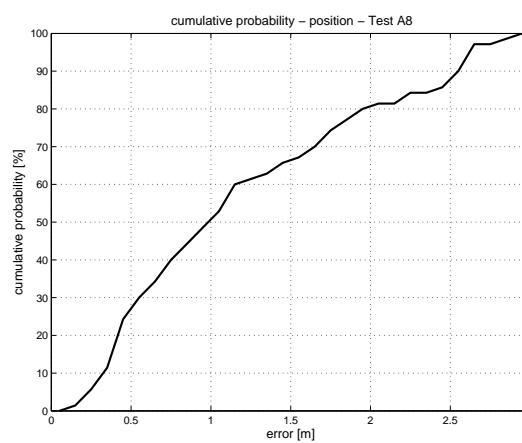


Abb. A.347: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

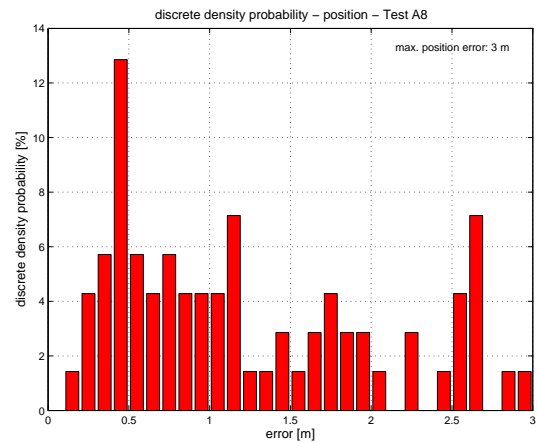


Abb. A.348: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test A9 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

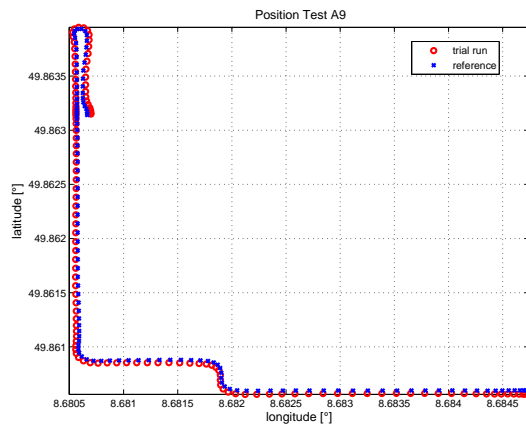


Abb. A.349: Positionsvergleich

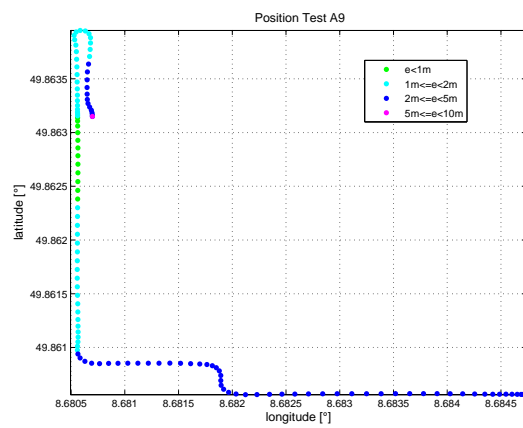


Abb. A.350: Positionsfehler

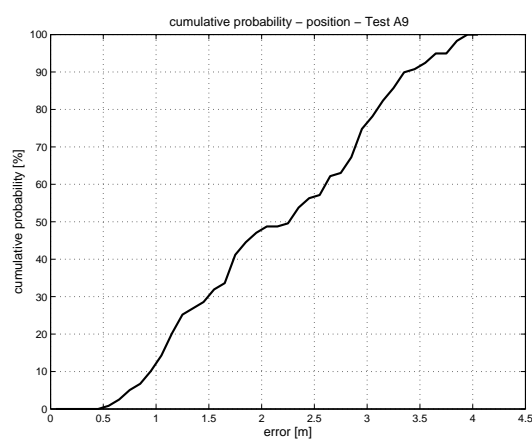


Abb. A.351: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

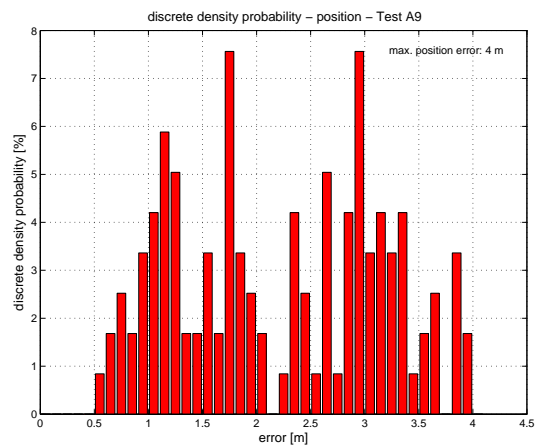


Abb. A.352: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B1 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

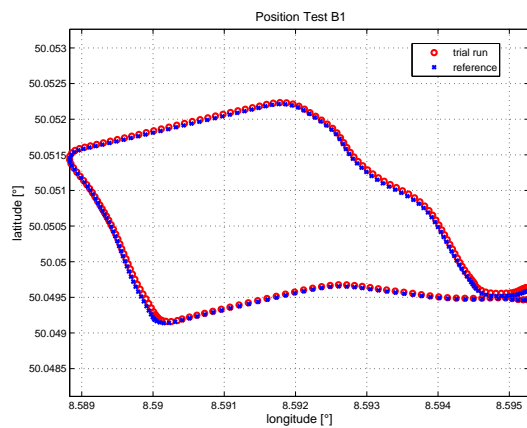


Abb. A.353: Positionsvergleich

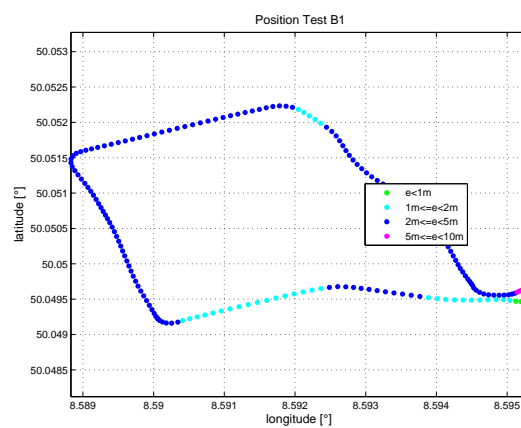


Abb. A.354: Positionsfehler

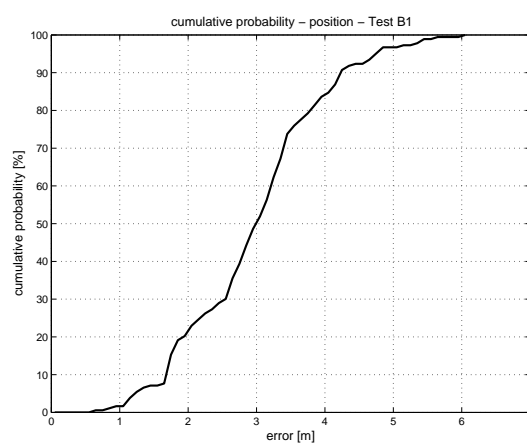


Abb. A.355: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

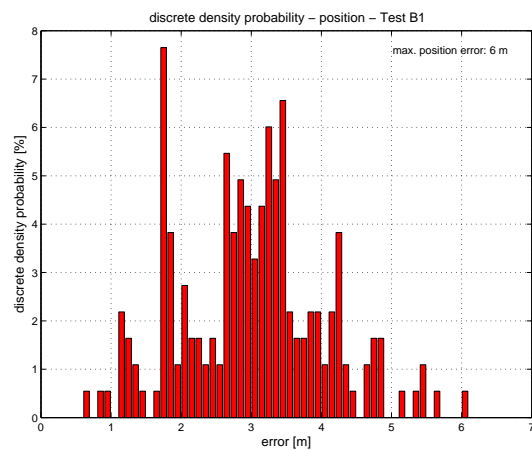


Abb. A.356: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B2 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

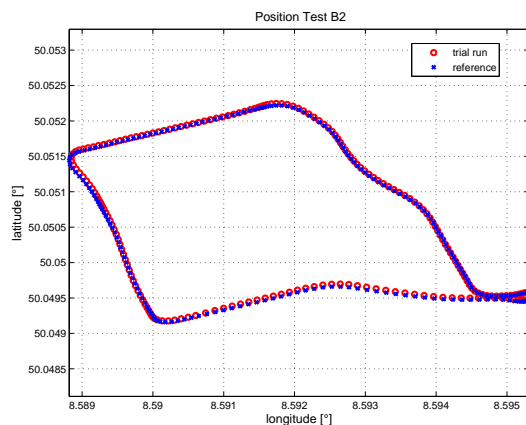


Abb. A.357: Positionsvergleich

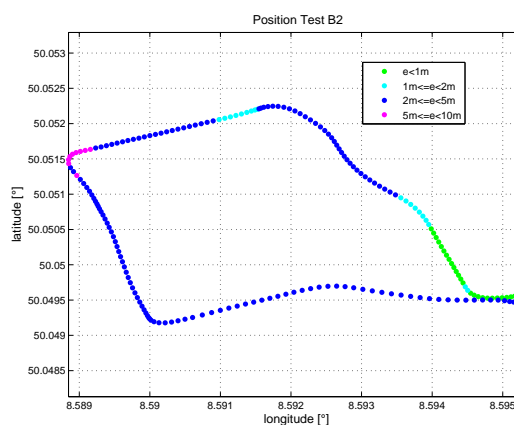


Abb. A.358: Positionsfehler

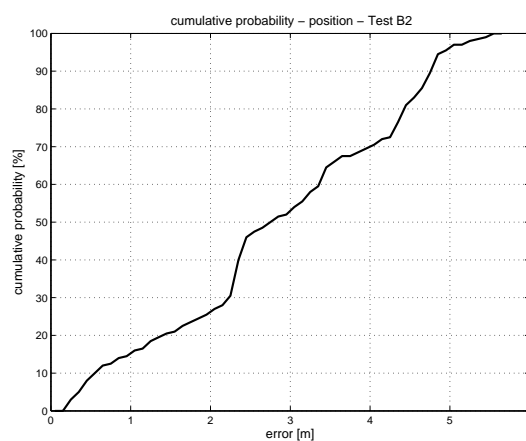


Abb. A.359: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

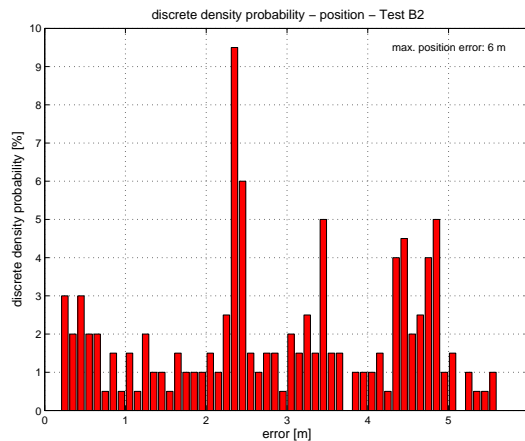


Abb. A.360: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B3 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

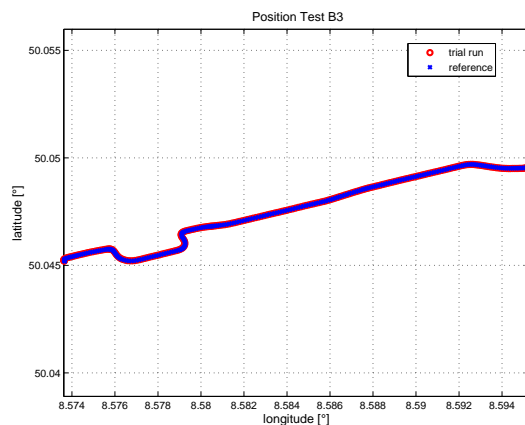


Abb. A.361: Positionsvergleich

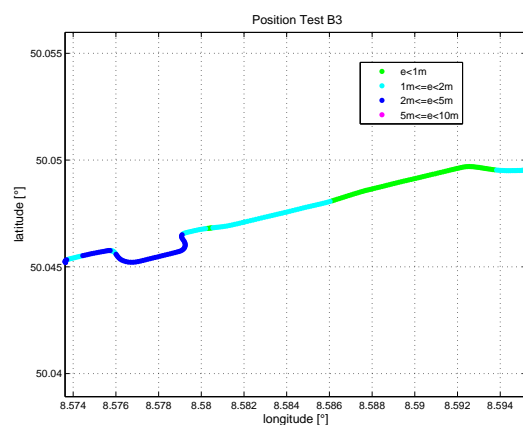


Abb. A.362: Positionsfehler

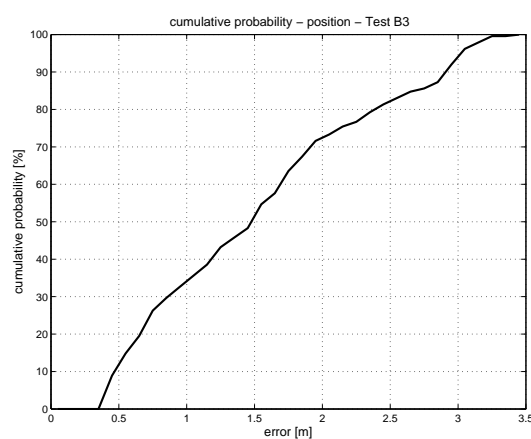


Abb. A.363: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

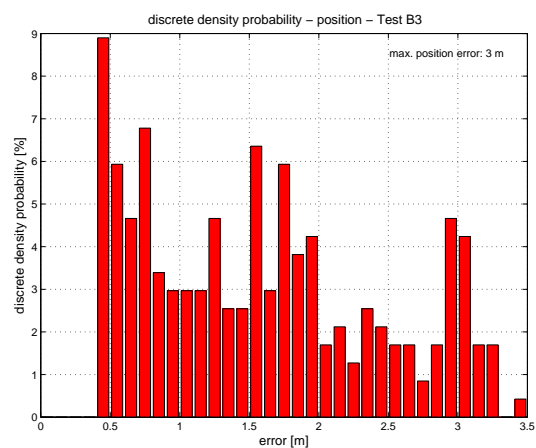


Abb. A.364: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B4 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

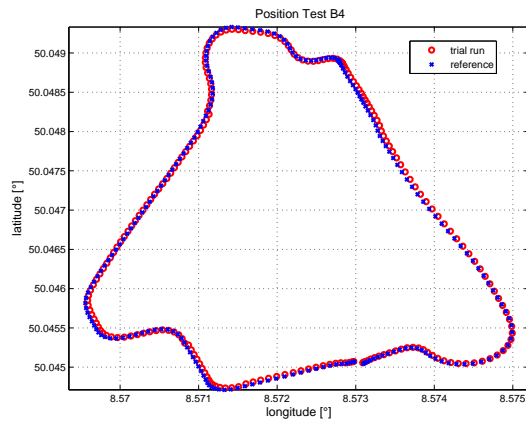


Abb. A.365: Positionsvergleich

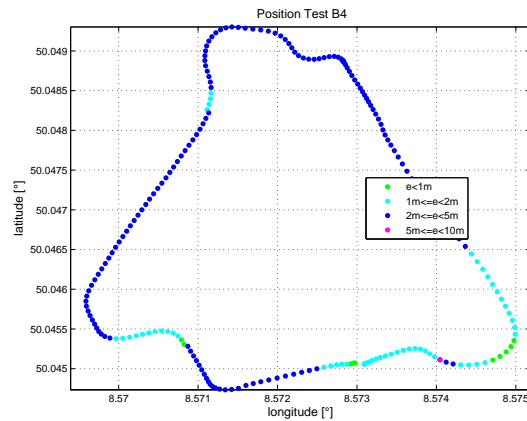


Abb. A.366: Positionsfehler

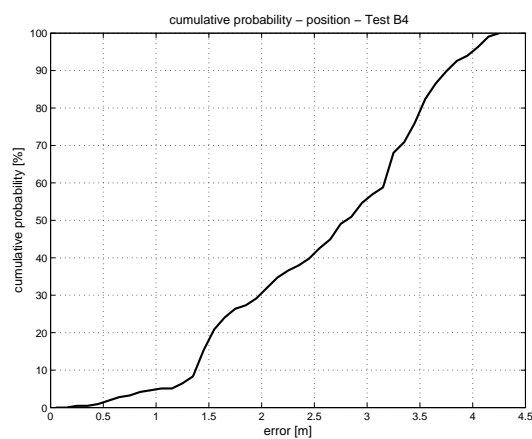


Abb. A.367: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

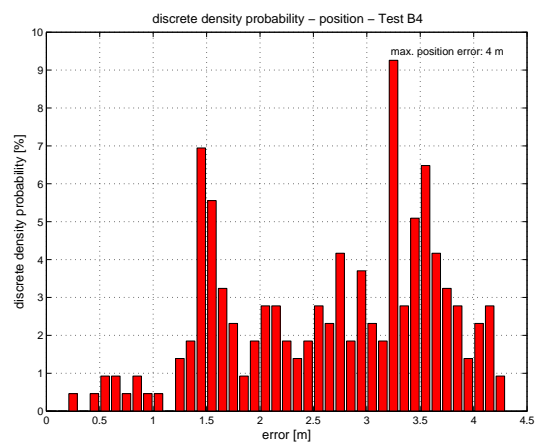


Abb. A.368: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B5 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

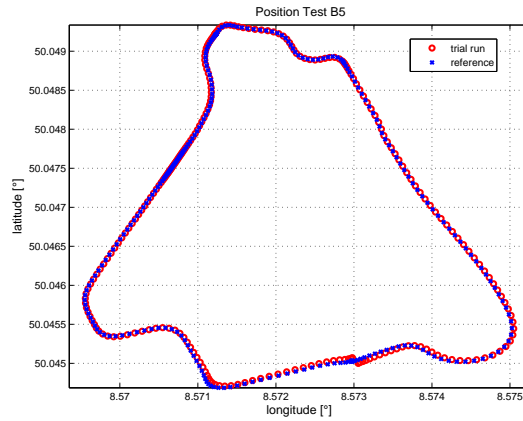


Abb. A.369: Positionsvergleich

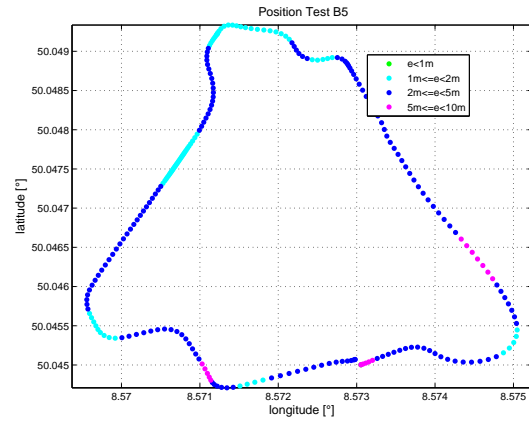


Abb. A.370: Positionsfehler

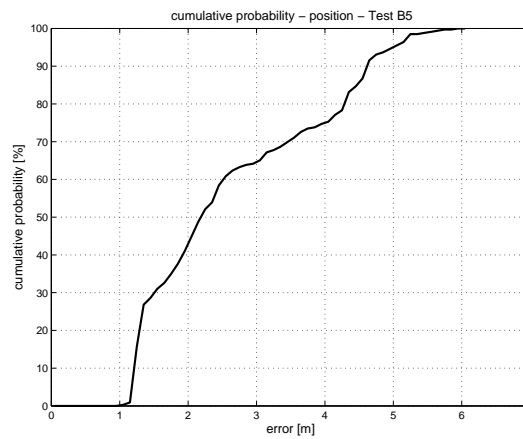


Abb. A.371: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

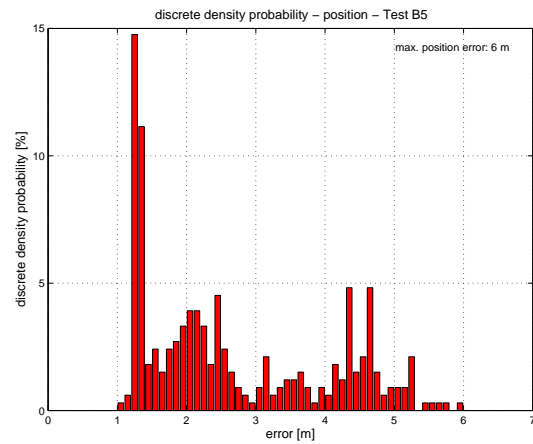


Abb. A.372: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B6 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

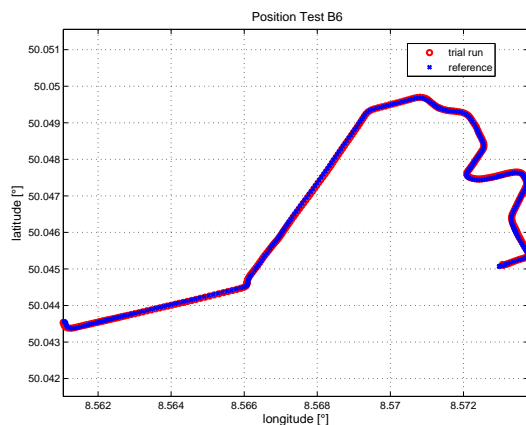


Abb. A.373: Positionsvergleich

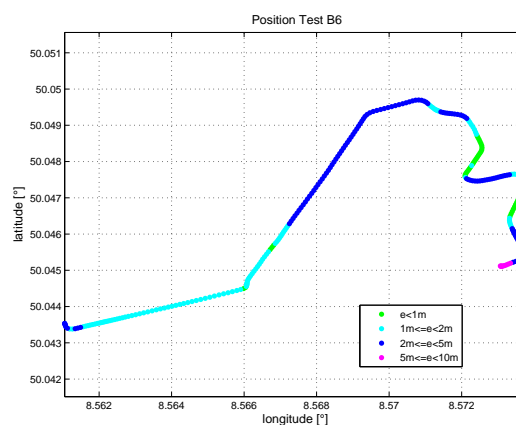


Abb. A.374: Positionsfehler

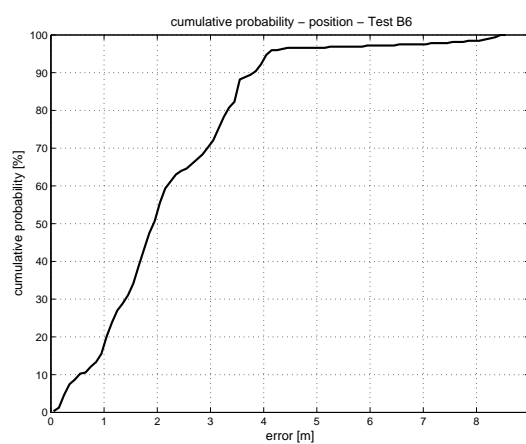


Abb. A.375: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

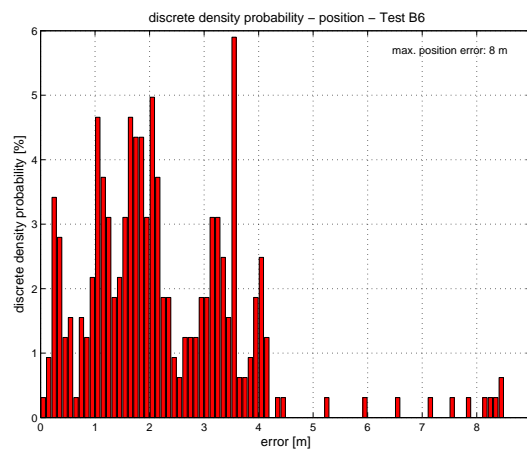


Abb. A.376: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B7 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

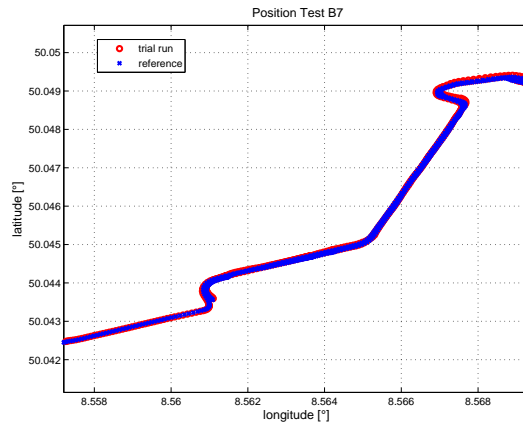


Abb. A.377: Positionsvergleich

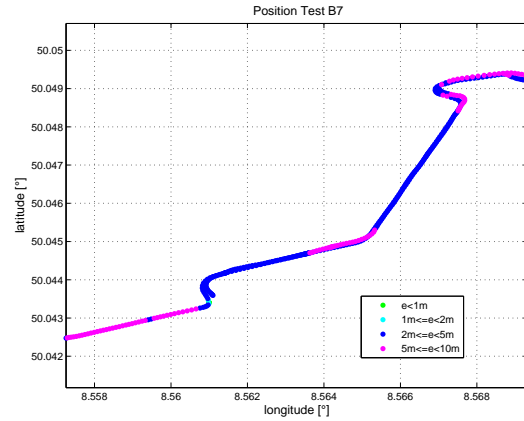


Abb. A.378: Positionsfehler

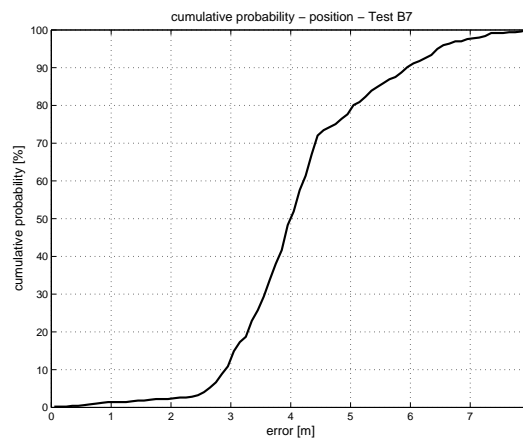


Abb. A.379: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

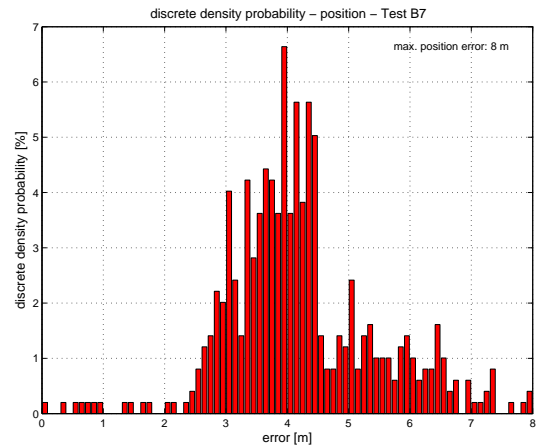


Abb. A.380: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B8 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

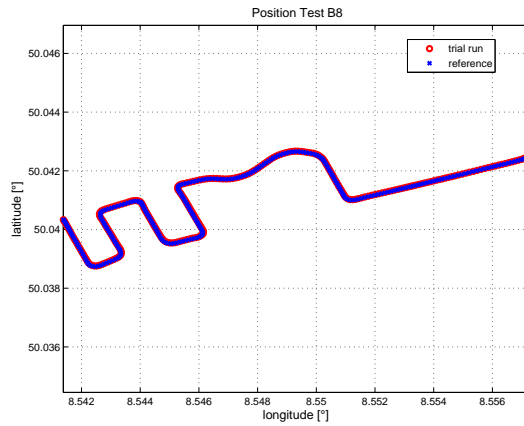


Abb. A.381: Positionsvergleich

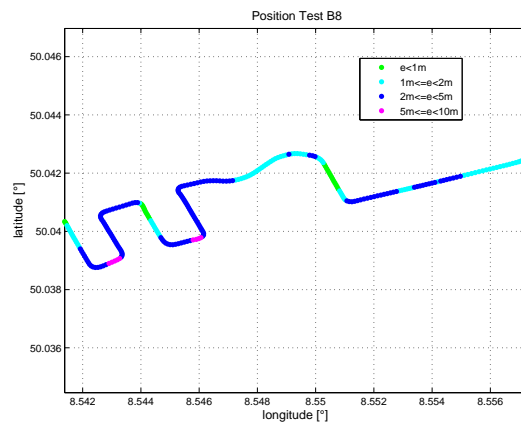


Abb. A.382: Positionsfehler

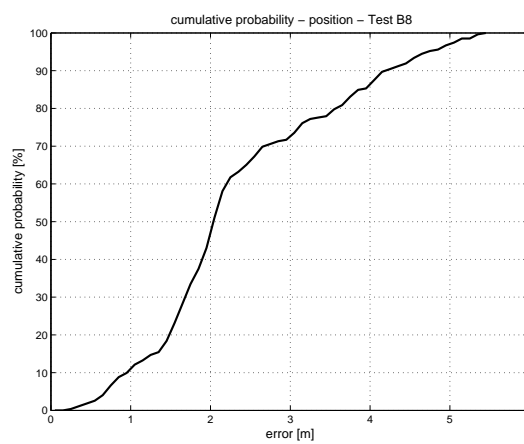


Abb. A.383: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

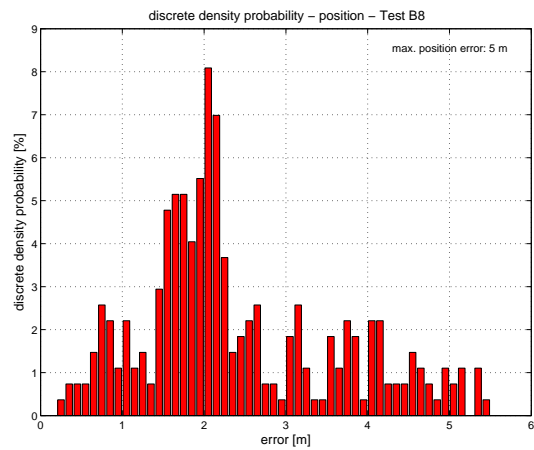


Abb. A.384: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B9 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

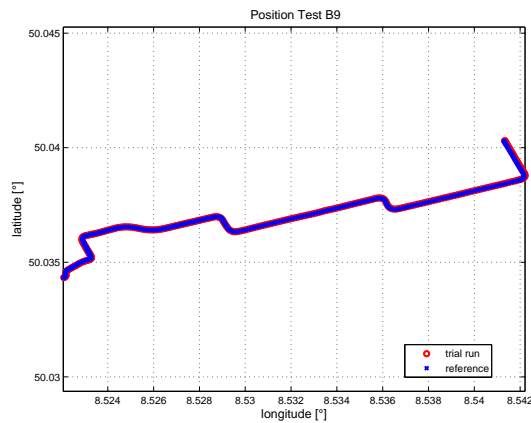


Abb. A.385: Positionsvergleich

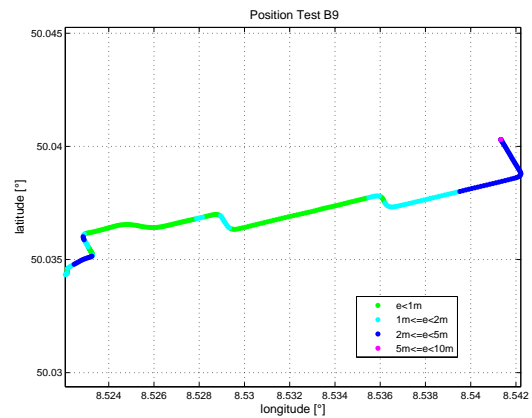


Abb. A.386: Positionsfehler

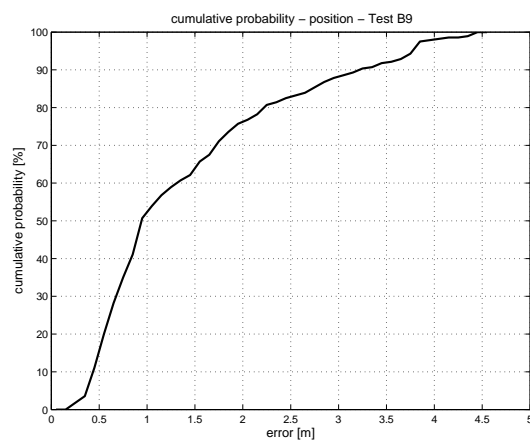


Abb. A.387: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

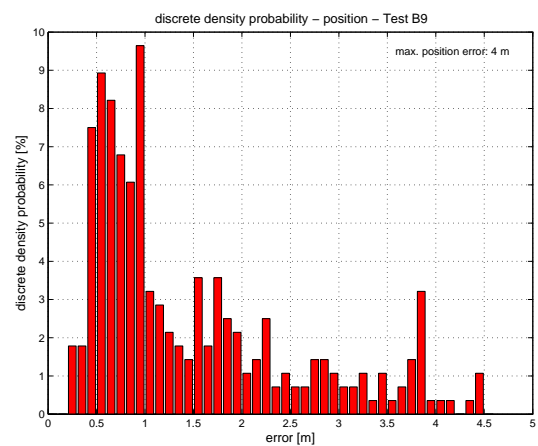


Abb. A.388: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Test B10 Gyro & Differential-Hodometer & GPS

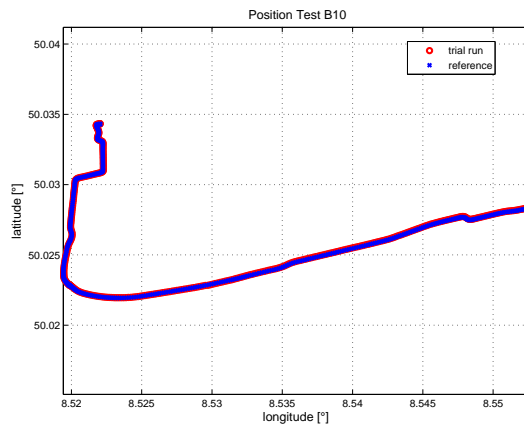


Abb. A.389: Positionsvergleich

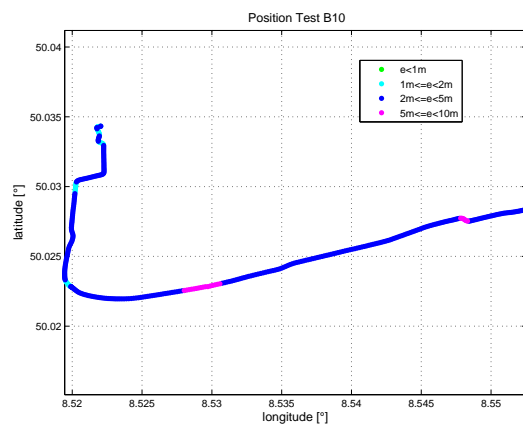


Abb. A.390: Positionsfehler

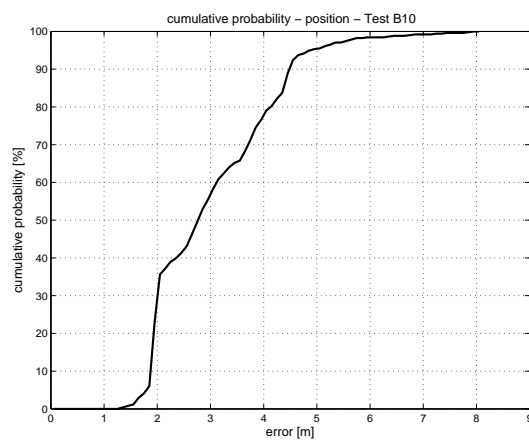


Abb. A.391: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

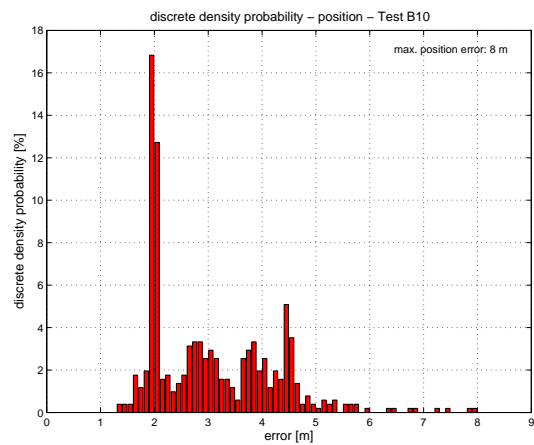


Abb. A.392: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Alle Fahrten: Gyro & Differential-Hodometer & GPS

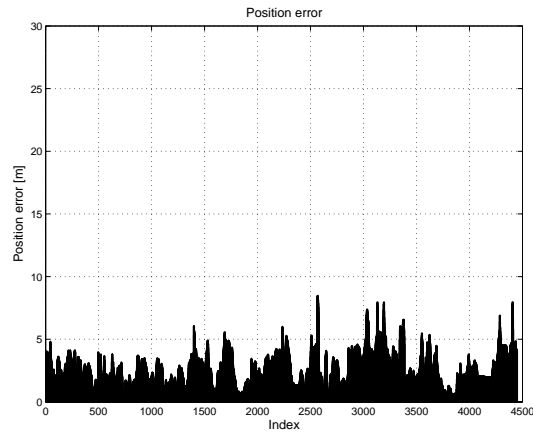


Abb. A.393: Positionsfehler

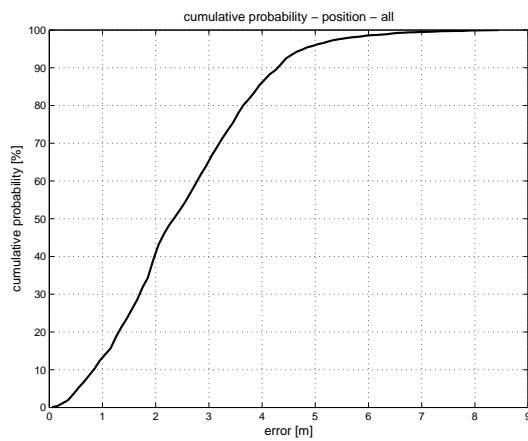


Abb. A.394: Kumulative Wahrscheinlichkeitsverteilung

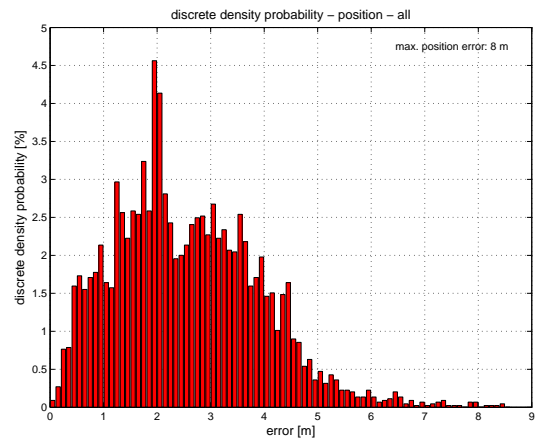


Abb. A.395: Diskrete Wahrscheinlichkeitsverteilung

Lebenslauf

| | |
|---------------|---|
| 25. März 1975 | geboren in Reutlingen als Sohn des Dekorateurs Rolf Lutz und der Drogistin Annemarie Lutz, geborene Baumgartl |
| 1981 - 1985 | Grundschule in Metzingen-Neuhausen |
| 1985 - 1991 | Schönbein Realschule Metzingen |
| 1991 - 1994 | Technisches Gymnasium Reutlingen |
| Juni 1994 | Abitur |
| 1994 - 1995 | Wehrdienst |
| 1995 - 2002 | Studium der Luft- und Raumfahrttechnik an der Universität Stuttgart |
| 2002 | Diplom im Fach Luft- und Raumfahrttechnik |
| 2002 - 2007 | Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Fachgebiet Flugsysteme und Regelungstechnik der Technischen Universität Darmstadt |
| seit 2007 | Systemingenieur in der Forschungsabteilung der Jeppesen GmbH in Neu-Isenburg |